PILOTENHANDBUCH
UND VON DER EASA GENEHMIGTES FLUGHANDBUCH
für
CIRRUS DESIGN **SR20**

1148 sowie nachfolgende und frühere Flugzeug der SR20 Serie modifiziert für 1360 kg (3000 lb) Startgewicht

Von der FAA zugelassen, in der normalen Kategorie unter FAR teil 23. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt und während des Flugbetriebs in Reichweite des Piloten aufbewahrt werden.

DIESES HANDBUCH ENTHÄLT DIE UNTERLAGEN, DIE DEM PILOTEN NACH FAR TEIL 23 ÜBERGEBEN WERDEN MÜSSEN, SOWIE WEITERE VON CIRRUS DESIGN BEREIT GESTELLTE INFORMATIONEN UND IST DAS VON DER FAA GENEHMIGTE FLUGHANDBUCH.

Dieses von der EASA zugelassene Flughandbuch besteht aus dem von der FAA zugelassenem Pilotenhandbuch, zutreffenden Anhängen, sowie diesem Titelblatt.

Model - Serial Num. SR20-_____ Registration Num. _____

Approved _____ **Date** _____

P/N 21561-002
Ursprüngliche: Date Pending LBA Approval

Copyright © 2004 - Alle Rechte vorbehalten
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Der Inhalt dieses Handbuches ist mit der englischen Version der funktionieren-
den HandbuchErstausgabe1 des Pilot harmonisiert worden.

Vorwort

Das Pilotenhandbuch (POH oder Handbuch) wurde von der Cirrus Design Corporation zusammengestellt, um die Piloten mit dem Cirrus Design SR20 Flugzeug vertraut zu machen. Lesen Sie dieses Handbuch sorgfältig durch. Es beschreibt die Betriebsverfahren, bei denen die im Handbuch vorgegebenen Leistungen gewährleistet sind, und vermittelt Daten für den effizientesten Einsatz des Flugzeugs sowie grundlegende Informationen zur Wartung und Erhaltung des „Neuzustands“ des Flugzeugs.

• Hinweis •

Alle im Handbuch aufgeführten Betriebsgrenzen, Verfahren, Wartungs- und Reparaturanforderungen sowie Leistungsdaten sind nach den FAA-Betriebsregeln und zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Flugzeugs obligatorisch.

Dieses Handbuch beinhaltet alle Informationen, die nach FAA-Bestimmungen dem Piloten zur Verfügung gestellt werden müssen, sowie weitere von der Cirrus Design Corporation zur Verfügung gestellte Informationen. Es ist das von der FAA genehmigte Flughandbuch für das Cirrus Design SR20.

Aufbau des Handbuchs

Dieses Pilotenhandbuch wurde gemäß der Inhalts- und Formatvorlage der GAMA-Spezifikation 1 für Pilotenhandbücher, Änderungsstand 2 vom 18. Oktober 1996 erstellt. Zur besseren Darstellung wurden jedoch einige Abweichungen von dieser Spezifikation eingebaut. Das Handbuch wird als Loseblatthefter bereitgestellt, damit Änderungen leicht eingefügt werden können. Es bietet ein praktisches Format für einfaches Verstauen. Jeder Abschnitt des Handbuchs weist Register auf, um das Nachschlagen zu erleichtern. Am Anfang jedes Abschnitts ist ein logisch angeordnetes Inhaltsverzeichnis enthalten, um das Auffinden der gesuchten Informationen zu erleichtern. Das Handbuch ist in die folgenden zehn Abschnitte unterteilt:

Abschnitt 1 ..... Allgemeines

Abschnitt 2 ..... Betriebsgrenzen

Abschnitt 3 ..... Notverfahren

Abschnitt 4 ..... Normale Betriebsverfahren

Abschnitt 5 ..... Leistungsdaten

Abschnitt 6 ..... Gewichte und Schwerpunkt/Ausstattungsverzeichnis

Abschnitt 7 ..... Beschreibung des Flugzeugs und der Systeme

Abschnitt 8 ..... Bedienung, Instandhaltung und Wartung

Abschnitt 9 ..... Anhänge

Abschnitt 10 ..... Sicherheitsinformationen

Die in diesem Handbuch dargestellten Daten wurden aus umfangreichen Testflügen ermittelt und von der FAA zugelassen. Sobald jedoch neue Verfahren oder Leistungsdaten entwickelt werden, werden diese dem eingetragenen Besitzer des Flugzeugs zugesandt.

• Hinweis •

Der Besitzer ist dafür verantwortlich, sicherzustellen, dass das Pilotenhandbuch stets auf dem neuesten Stand ist. Deshalb ist es sehr wichtig, dass alle Änderungen gleich nach dem Empfang richtig in das Handbuch eingeordnet werden.

Änderung des Handbuchs

Es gibt zwei Arten von Änderungen für dieses Handbuch: Numerierte und temporäre Änderungen.

Temporäre Änderungen werden auf gelbes Papier gedruckt und betreffen meistens nur ein Thema bzw. ein Verfahren. Sie enthalten sicherheitsrelevante Informationen oder andere zeitkritische Informationen, die mit einer numerierten Änderung nicht schnell genug ausgegeben werden könnten. Alle Informationen für die richtige Einordnung einer temporären Änderung sind auf der Änderung selbst beschrieben. Eine temporäre Änderung wird normalerweise durch die nächste numerierte Änderung ersetzt. Nach der „Liste gültiger Seiten" ist ein „Temporäres Änderungsprotokoll" bereit gestellt, in das alle temporären Änderungen eingetragen werden sollten. Das „Temporäre Änderungsprotokoll" wird dann durch die nächste numerierte Änderung ersetzt.

Numerierte Änderungen werden auf weißes Papier gedruckt und betreffen meistens mehrere Themen. Sie werden als allgemeine Aktualisierungen zum Handbuch ausgegeben. Jede numerierte Änderung enthält ein „Anweisungsblatt", eine „Liste gültiger Seiten" und eine „Übersicht der Änderungen". Das „Anweisungsblatt" enthält eine Beschreibung zum richtigen Entfernen der ersetzten Seiten und Einfügen der neuen Seiten. Die „Liste gültiger Seiten" zeigt den Ausgabe- oder Änderungsstatus aller Seiten im Handbuch. Die „Übersicht" enthält eine kurze Beschreibung der auf jeder Seite vorgenommenen Änderungen.

Identifizierung geänderter Informationen

Der Änderungsstand jeder Seite wird in der unteren inneren Ecke der Seite (gegenüber der Seitennummer) identifiziert. Originalseiten sind mit dem Wort „Originalausgabe" an dieser Stelle gekennzeichnet. In dem Fall, das der Großteil der Seiten eines Handbuchs geändert wurde, kann Cirrus eventuell ein neues Handbuch herausgeben. Neu herausgegebene Seiten sind mit dem Wort „Neuausgabe" gefolgt von einem Buchstaben gekennzeichnet. Der Buchstabe zeigt den Änderungsstand an, z.B. „Erstausgabe". Geänderte Seiten sind mit dem Wort „Änderung" gefolgt von der Änderungsnummer an dieser Stelle der Seite gekennzeichnet. Beispiel: „Änderung 2"

(Originalausgabe, Änderung 2) oder „Änderung B1“ (Neuausgabe B, Änderung 1).

Die auf einer Seite geänderten Informationen sind mit einem Balken am Außenrand der Seite gekennzeichnet. Ein Beispiel ist am Außenrand dieser Seite neben diesem Absatz gezeigt. Änderungsbalken werden bei Neuausgaben des Handbuchs nicht verwendet.

Änderungsdienst

Der Änderungsdienst für das Pilotenhandbuch und das von der FAA genehmigte Fluchhandbuch zum Flugzeug kostenlos bereit gestellt. Zusätzliche Exemplare des Handbuchs mit Änderungsdienst können vom Cirrus Design Kundendienst angefordert werden (siehe Adresse unten).

• Hinweis •

Sollte das Handbuch nicht auf dem neuesten Stand sein oder wenn temporäre Änderungen fehlen oder anwendbare Anhänge nicht beiliegen, wenden Sie sich bitte sofort an den Cirrus Design Kundendienst.

Kundendienst
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Tel: (218) 727-2737
Fax: (218) 727-2148

Anhänge

Die Anhänge (in Abschnitt 9) dieses Handbuchs sind von der FAA genehmigt und für den sicheren und effizienten Betrieb des SR20 bei Verwendung von Sonderzubehör, das nicht im Standard-Handbuch beschrieben ist, notwendig. Anhänge sind praktisch „Mini-Handbücher“ und können Daten enthalten, die den meisten Abschnitten des Handbuchs entsprechen. Die Daten in einem Anhang ergänzen oder ersetzen ähnliche Daten im Grundhandbuch.

Abschnitt 9 enthält ein „Verzeichnis der Anhänge“, in dem alle von Cirrus Design für dieses Flugzeug ausgegebenen Anhänge aufgeführt sind. Dieses „Verzeichnis der Anhänge“ dient zugleich als

Inhaltsverzeichnis für Abschnitt 9. Wenn das Flugzeug in einem anderen Werk (nicht von Cirrus Design) durch einen STC oder eine andere zugelassene Methode modifiziert wird, muss der Besitzer sicherstellen, dass der richtige Anhang (falls zutreffend) in das Handbuch eingefügt und richtig in das Verzeichnis der Anhänge eingetragen wird.

Aufbewahrung der Daten

Bei Ausgabe einer neuen Titelseite, Änderung der Gewicht- und Schwerpunktdaten, Änderung der Ausstattungsliste oder Ersetzen des „Verzeichnisses der Anhänge“ muss der Besitzer sicherstellen, dass die für das Flugzeug zutreffenden Informationen auf die neuen Seiten übertragen werden, und dass die Flugzeugunterlagen auf dem aktuellen Stand sind. Es ist nicht notwendig, dass Besitzer nicht auf ihr Flugzeug zutreffende Informationen (z. B. Anhänge) aufbewahren.

Warnung, Vorsicht und Hinweis

Die unter den Überschriften Warnung, Vorsicht und Hinweis aufgeführten Informationen in diesem Handbuch beziehen sich auf spezielle Angaben, die besonders beachtet werden müssen:

• WARNUNG •

Durch Warnungen wird auf Betriebsverfahren aufmerksam gemacht, die strikt eingehalten werden müssen, um Verletzungen und Lebensgefahr zu vermeiden.

• Vorsicht •

Durch Vorsichtshinweise wird auf Betriebsverfahren aufmerksam gemacht, bei deren Nichtbefolgung die Möglichkeit von Geräteschäden besteht.

• Hinweis •

Durch Hinweise werden bestimmte Betriebsbedingungen oder Verfahrensschritte hervorgehoben.

Leerseite

Abschnitt 1
Allgemeines

Inhaltsverzeichnis

Einführung 1-3
Das Flugzeug 1-6
- Motor 1-6
- Propeller 1-6
- Brennstoff 1-7
- Öl 1-7
- Maximale zertifizierte Gewichte 1-7
- Kabinen- und Einstiegsabmessungen 1-7
- Gepäckraum- und Einstiegsabmessungen 1-7
- Spezifische Lasten 1-7

Symbole, Abkürzungen und Fachbegriffe 1-8
- Allgemeine Begriffe zur Fluggeschwindigkeit und Symbole 1-8
- Meteorologische Begriffe 1-9
- Motorleistungsbegriffe 1-10
- Begriffe zur Leistung und Flugplanung 1-11
- Gewicht- und Schwerpunktbegriffe 1-11

Leerseite

Einführung

Dieser Abschnitt enthält allgemeine Informationen für den Piloten und Besitzer. Diese Informationen helfen Ihnen, mit dem Flugzeug vertraut zu werden und vermitteln Ihnen wichtige Angaben zum Beladen, Tanken, Schützen und Handling des Flugzeugs am Boden. Daneben enthält dieser Abschnitt Definitionen und Erklärungen zu den Symbolen, Abkürzungen und Begriffen, die in diesem Handbuch verwendet werden.

• Hinweis •

Für Informationen zum Aufbau des Handbuchs, Änderungen, Anhänge und Anfordern des Änderungsdienstes für dieses Handbuch *schlagen Sie bitte im Abschnitt „Vorwort“ nach (gleich nach der Titelseite).*

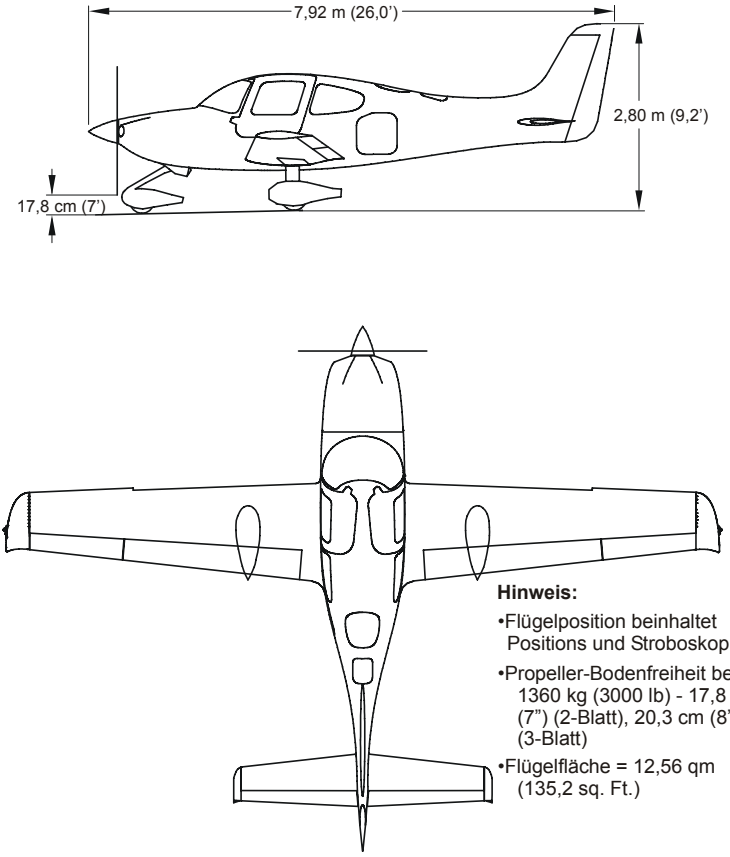

7,92 m (26,0')
2,80 m (9,2')
17,8 cm (7')
Hinweis:
•Flügelposition beinhaltet Positions und Stroboskop.
•Propeller-Bodenfreiheit bei 1360 kg (3000 lb) - 17,8 cm (7") (2-Blatt), 20,3 cm (8") (3-Blatt)
•Flügelfläche = 12,56 qm (135,2 sq. Ft.)
10,82 m (35,5')
193 cm (76") 2-BLATT
187 cm (74") 3-BLATT
3,35 m (11,0')
SR2_FM01_1004

Abbildung 1-1
Drei-Seiten Ansicht

Abbildung 1-2
Wendekreis

Das Flugzeug

Motor

Anzahl Motoren 1
Anzahl Zylinder 6
Motorhersteller ..... Teledyne Continental
Motormodell IO-360-ES
Brennstoffzufuhr ..... Einspritzung
Motorkühlung ..... Luftgekühlt
Motortyp ..... Boxermotor Direktantrieb
Motorleistung ..... 149,1 kW (200 hp) bei 2700 U/min

Propeller

Hartzell

Propellertyp ..... Constant-Speed

Zweiblatt-Propeller:

Modellnummer BHC-J2YF-1BF/F7694
Durchmesser ..... 193 cm (76,0”) (Min. 189,2 cm/74,5”)

Dreiblatt-Propeller:

Modellnummer PHC-J3YF-1MF/F7392-1
Durchmesser ..... 187 cm (74,0”) (Min. 184,2 cm/72,5”)
Modellnummer PHC-J3YF-1RF/F7392-1
Durchmesser ..... 187 cm (74,0”) (Min. 184,2 cm/72,5”)

Brennstoff

Gesamtfüllvermögen ..... 229 l (60,5 US- Gallonen

Gesamtnutzinhalt ..... 212 l (56 US- Gallonen

Zugelassene Brennstoffgüten:

100 LL Grade Aviation Fuel (Blau)

100 (vormals 100/130) Grade Aviation Fuel (Grün)

Öl

Ölfüllvermögen (Sumpf) .....7,6 l (8 US- Quarts

Ölgüte:

Alle Temperaturen .....SAE 15W-50 oder 20W-50

Unter 40 °F (4° C) ..... SAE 30 oder 10W-30

Über 40 °F (4° C) .....SAE 50

Maximale zertifizierte Gewichte

Maximales Gesamtgewicht beim Start..... 1361 kg (3000 lb)

Maximales Landegewicht..... 1315 kg (2900 lb)

Maximale Gepäckraumlast..... 59 kg (130 lb)

Standard-Leergewicht ..... 930 kg (2050 lb)

Maximale Nutzlast..... 431 kg (950 lb)

Nutzlast mit vollem Brennstofftank..... 282 kg (622 lb)

Kabinen- und Einstiegsabmessungen

Abmessungen des Kabineninnenraums und der Einstiegstüröffnungen sind in Abschnitt 6 genau beschrieben.

Gepäckraum- und Einstiegsabmessungen

Abmessungen des Gepäckraums und der Einstiegstüröffnungen sind in Abschnitt 6 genau beschrieben.

Spezifische Lasten

Flächenbelastung..... 10,06 kg (22,2 lb) pro Sq. Ft.

Leistungsgeweicht.....6,80 kg (15,0 lb) pro HP

Symbole, Abkürzungen und Fachbegriffe

Allgemeine Begriffe zur Fluggeschwindigkeit und Symbole

KCAS **Knots Calibrated Airspeed** ist die für Position und Instrumentenfehler kalibrierte Fluggeschwindigkeit. Die kalibrierte Fluggeschwindigkeit entspricht der wahren (KTAS) Fluggeschwindigkeit in normaler Atmosphäre auf Höhe des Meeresspiegels.

KIAS **Knots Indicated Airspeed** ist die auf dem Geschwindigkeitsmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit. Bei den in diesem Handbuch angegebenen IAS-Werten wird vorausgesetzt, dass kein Instrumentfehler vorliegt.

KTAS **Knots True Airspeed** ist die in Knoten ausgedrückte wahre Luftgeschwindigkeit relativ zu ungestörter Luft, auf Basis derer die KCAS für Höhe und Temperatur korrigiert wird.

V_O **Operating Maneuvering Speed (Manövriergeschwindigkeit)** ist die maximale Geschwindigkeit, bei welcher volle Ruderauschläge gemacht werden können, ohne das Flugzeug überzubelasten.

V_{FE} **Maximum Flap Extended Speed (Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen)** ist die höchste zulässige Geschwindigkeit bei einer bestimmten ausgefahrenen Klappenposition.

V_{NO} **Maximum Structural Cruising Speed (Höchste festigkeitsbedingte Reisegeschwindigkeit)** darf niemals überschritten werden, außer in völlig windstiller Luft und dann nur mit gro3er Vorsicht.

V_{NE} **Never Exceed Speed (Zulässige Höchstgeschwindigkeit)** darf niemals überschritten werden.

V_{PD} **Maximum Demonstrated Parachute Deployment Speed (Höchstgeschwindigkeit bei Fallschirmaktivierung)** ist die maximale Geschwindigkeit, bei der die Falschirmaktivierung getestet wurde.

V_S **Stalling Speed (Überziehgeschwindigkeit)** ist die kleinste stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug steuerbar ist.

$V_{S\ 50\%}$ **Stalling Speed (Überziehgeschwindigkeit)** ist die kleinste stetige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug bei zu 50% ausgefahrenen Klappen steuerbar ist.

V_{SO} **Stalling Speed (Überziehgeschwindigkeit)** ist die kleinste stetige Fluggeschwindigkeit, bei der das Flugzeug in Landekonfiguration (Klappen 100% ausgefahren) bei ungünstigstem Gewicht und Schwerpunkt steuerbar ist.

V_X **Best Angle of Climb Speed (Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel)** ist die Geschwindigkeit, bei der beste Steigwinkel über eine bestimmte horizontale Entfernung erzielt wird.

V_Y **Best Rate of Climb Speed (Geschwindigkeit für schnellstes Steigen)** ist die Geschwindigkeit, bei der in der gegebenen Zeit am meisten Höhe erreicht wird.

Meteorologische Begriffe

IMC **Instrument Meteorological Conditions** sind meteorologische Bedingungen, die als Sicht, Abstand zu den Wolken und Grenzen für den Flug auf Sicht nach FAR 91.155 ausgedrückt werden.

ISA **International Standard Atmosphere** (Standard-Tag) ist eine Atmosphäre, bei der (1) die Luft perfekt trocken und gasförmig ist, (2) die Temperatur auf Höhe des Meeresspiegels 15° C beträgt, (3) der Druck auf Höhe des Meeresspiegels 1013,2 mbar beträgt und (4) der Temperaturgradient vom Meeresspiegel bis zu der Höhe, bei der die Temperatur -56,5° C beträgt, -0,00198° C pro Fuß und Null über dieser Höhe beträgt.

MSL **Mean Sea Level** ist die mittlere Höhe des Meeresspiegels für alle Flut- und Ebbebedingungen. In diesem Handbuch bedeutet die Höhenangabe MSL die Höhe über dem mittleren Meeresspiegel. Das ist die Höhe, die am Höhenmesser abgelesen wird, wenn der barometrische Druck des Höhenmessers auf die von meteorologischen Quellen am Boden erhaltenen Höhenmessereinstellungen eingestellt wurde.

OAT **Outside Air Temperature** ist die freie statische Außenlufttemperatur, die von den Flugtemperaturanzeigen oder von einer Quelle am Boden erhalten wird. Sie wird in Celsius oder Fahrenheit angegeben.

- **Pressure Altitude** ist die am Höhenmesser abgelesene Höhe, nachdem der barometrische Druck des Höhenmessers auf 29,92 1013 mbar eingestellt und für Position und Instrumentfehler korrigiert wurde. Bei den Angaben in diesem Handbuch wird vorausgesetzt, dass keine Instrumentenfehler auftreten.
- **Standard Temperature** ist die Temperatur, die bei einer bestimmten Druckhöhe (Pressure Altitude) in der Standardatmosphäre auftreten würde. Das sind 15° C (59° F) auf Höhe des Meeresspiegels und diese Temperatur nimmt ca. 2° C (3,6° F) pro 1000 Fuß Steigung ab. Siehe Definition für ISA.

Motorleistungsbegriffe

HP/ kW **Pferdestärken/kW** ist die vom Motor abgegebene Leistung.

MCP **Maximum Continuous Power** ist die maximale Dauerbetriebsleistung.

MAP **Manifold Pressure** ist der Verteilerdruck, der im Induktionssystem des Motors gemessen wird. Er wird in in. Hg ausgedrückt.

RPM/ U/min **Revolutions Per Minute** sind die Umdrehungen pro Minute, also die Drehzahl des Motors.

- **Static RPM** ist die statische Drehzahl, die beim Bremslauf mit Vollgas am Boden erzielt wird.

Begriffe zur Leistung und Flugplanung

g — Ein „**g**“ ist ein Beschleunigungsmaß gleich der Schwerkraft der Erde.

- **Demonstrated Crosswind Velocity** ist die Geschwindigkeit der Seitenwindkomponente, bei der die Steuerbarkeit während dem Rollen, Starten und Landen des Flugzeugs durch Tests bestätigt wurde. Bestätigter Seitenwind ist keine Betriebsgrenze.
- **Service Ceiling** ist die maximale Höhe, auf die das Flugzeug bei maximalem Gewicht mit einer Rate von 100 Fuß pro Minute steigen kann.

GPH — **Gallons Per Hour** ist die Angabe des Brennstoffverbrauchs in Gallonen pro Stunde.

NMPG — **Nautical Miles Per Gallon** die Distanz in nautischen Meilen, welche bei einer bestimmten Motorleistungseinstellung und/oder Flugkonfiguration pro Gallone verbrauchten Brennstoffs zurückgelegt wird.

- **Nicht nutzbarer Brennstoff** ist die Brennstoffmenge, die nicht auf sichere Weise im Flug nutzbar ist.
- **Nutzbarer Brennstoff** ist der für die Flugplanung verfügbare Brennstoff.

Gewicht- und Schwerpunktbegriffe

c.g. — **Center of Gravity** ist der Schwerpunkt, an dem das Flugzeug im suspendierten Zustand balanciert wäre. Der Abstand zur Bezugsebene wird errechnet, indem das Gesamtmoment durch das Gesamtgewicht des Flugzeugs dividiert wird.

- **Hebelarm** ist der horizontale Abstand von der Bezugsebene zum Schwerpunkt (c.g.) eines Gegenstands. Der Hebelarm des Flugzeugs wird errechnet, indem die einzelnen Gewichtsmomente des Flugzeugs addiert und diese Summe durch das Gesamtgewicht dividiert wird.
- **Leergewicht** ist das eigentliche Gewicht des Flugzeugs, einschließlich aller fest im Flugzeug installierten Betriebsgeräten. Das Leergewicht umfasst auch das Gewicht des nicht nutzbaren Brennstoffes und des gesamten Öls.

MAC **Mean Aerodynamic Chord** (Sehne) ist die Gerade vom vordersten zum hintersten Punkt der Skelettlinie des Tragflügelprofils.

LEMAC **Leading Edge of Mean Aerodynamic Chord** ist die Vorderkante der MAC in Zoll hinter der Bezugsebene (Rumpfstation).

- **Maximales Gesamtgewicht** ist das maximal zulässige Gewicht des Flugzeugs mit Inhalt gemäß der Flugzeugspezifikationen.
- **Moment** ist das Produkt der Multiplizierung des Gewichts eines Gegenstands mit dessen Hebelarm.
- **Nutzbare Last** ist das Höchstgewicht des Flugzeugs abzüglich dem Leergewicht. Das ist das maximal zulässige Gesamtgewicht von Pilot, Passagieren, Brennstoff und Gepäck.
- **Station** ist ein Punkt entlang dem Rumpf, gemessen in Zoll von der Bezugsebene und als eine Zahl ausgedrückt. Beispiel: Ein Punkt 123 Zoll hinter der Bezugsebene ist die Rumpfstation 123,0 (FS 123).
- **Bezugsebene** ist eine angenommene vertikale Ebene, von der aus alle horizontalen Abstände zur Bestimmung des Gleichgewichts gemessen werden.

- **Tara** ist das Gewicht aller Komponenten, die zum Festhalten des Flugzeugs beim Wägen verwendet werden. Zum Taragewicht gehören, Bremsklötze, Unterlagen und Blöcke. Das Taragewicht muss vom Wägeergebnis abgezogen werden.

Leerseite

Abschnitt 2
Betriebsgrenzen

Inhaltsverzeichnis

Einführung 2-3
Zertifizierungsstatus 2-3
Fluggeschwindigkeitsgrenzen 2-4
Markierungen der Fluggeschwindigkeitsanzeige 2-5
Triebwerksgrenzen 2-6
  Motor 2-6
  Propeller 2-7
Instrumentmarkierungen 2-8
Allgemeine Grenzen 2-9
  Gewichtsgrenzen 2-9
  Instrumentverfahren 2-9
  Schwerpunktgrenzen 2-9
  Manövergrenzen 2-11
  Klappengrenzen 2-11
  Fluglastfaktorgrenzen 2-11
  Brennstoffgrenzen 2-11
  Maximale Betriebshöhe 2-12
  Maximale Personenlast 2-12
  Mindest-Crew 2-12
  Lackierung 2-12
  Runway-Oberfläche 2-12
  Rauchen 2-12
Systemgrenzen 2-13
  Cirrus Airframe Parachute Systems (CAPS) 2-13
  Multifunktionsanzeige 2-13
  Sauerstoffsystem 2-13
Betriebsarten 2-14
  Vereisung 2-14
  Geräteliste für Betriebsarten 2-14
Plaketten 2-18

Leerseite

Einführung

• Hinweis •

Durch optionale Ausrüstung verursachte Betriebsgrenzen werden nicht in diesem Abschnitt behandelt. Um mehr über durch optional Ausrüstung)en verursachte Betriebsgrenzen zu erfahren, *konsultieren sie bitte Abschitt 9, Ergänzungen*

Die in diesem Abschnitt des Pilotenhandbuchs (POH) aufgeführten Betriebsgrenzen wurden von der FAA genehmigt.

Dieser Abschnitt beschreibt die Betriebsgrenzen, Instrumenten-markierungen sowie die nach den Bestimmungen und für den sicheren Betrieb des SR20 und dessen Standardsystemen und Geräten notwendigen Plaketten. *In Abschnitt 9* dieses Handbuchs sind ergänzende Betriebsgrenzen für Flugzeuge mit Sonderausstattung aufgeführt. Die Einhaltung der in diesem Abschnitt und in Abschnitt 9 aufgeführten Betriebsgrenzen ist gemäß FAA-Bestimmungen obligatorisch.

Zertifizierungsstatus

Die Cirrus SR20 ist gemäß den Anforderungen der Federal Aviation Regulations (FAR) Teil 23 zertifiziert, dokumentiert durch FAA Type Certificate TC A00009CH.

Fluggeschwindigkeitsgrenzen

Die in der folgenden Tabelle angegebenen Fluggeschwindigkeiten basieren auf der Fluggeschwindigkeitskalibrierung aus Abschnitt 5 unter Verwendung einer normalen statischen Quelle. Bei Verwendung der alternativen statischen Quelle, muss die Abweichung zwischen der normalen und der statischen Quelle bei der Fluggeschwindigkeitskalibrierung berücksichtigt werden.

Geschwindigkeit	KIAS	KCAS	Bemerkungen
V_{NE}	200	200	**Never Exceed Speed (Zulässige Höchstgeschwindigkeit)** darf niemals überschritten werden.
V_{NO}	165	165	**Maximum Structural Cruising Speed (Höchste festigkeitsbedingte Reisegeschwindigkeit)** darf niemals überschritten werden, außer in völlig windstiller Luft und dann nur mit gro3er Vorsicht.
V_O 1360 kg (3000 Lb)	131	131	**Operating Maneuvering Speed** (Manövriergeschwindigkeit) ist die maximale Geschwindigkeit, bei welcher voll Ruderauschläge gemacht werden können. Unterhalb dieser Geschwindigkeit überzieht das Flugzeug vor Erreichen der Lastgrenzen. Oberhalb dieser Geschwindigkeit kann das Flugzeug bei vollen Ruderauschlägen beschädigt werden.
V_{FE} 50 % Klappen ausgefahren 100 % Klappen ausgefahren	 120 100	 120 101	**Maximum Flap Extended Speed (Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen)** ist die höchste zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen.
V_{PD}	135	135	**Maximum Demonstrated Parachute Deployment Speed (Höchstgeschwindigkeit bei Fallschirmaktivierung)** ist die maximale Geschwindigkeit, bei der die Fallschirmaktivierung getestet wurde.

Abbildung 2-1
Fluggeschwindigkeitsgrenzen

Markierungen der Fluggeschwindigkeitsanzeige

Die Markierungen des Fluggeschwindigkeitsanzeigers basieren auf der Fluggeschwindigkeitskalibrierung aus Abschnitt 5 unter Verwendung einer normalen statischen Quelle. Bei Verwendung der alternativen statischen Quelle, muss die Abweichung zwischen der normalen und der statischen Quelle bei der Fluggeschwindigkeitskalibrierung berücksichtigt werden.

Markierung	Wert (KIAS)	Bemerkungen
Weißer Bogen	56 - 100	Voller Klappenbetätigungsbereich. Die untere Grenze ist die nachteiligste Überziehgeschwindigkeit in der Landekonfiguration. Die obere Grenze ist die maximal zulässige Geschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen.
Grüner Bogen	65 - 165	Normaler Betriebsbereich. Die untere Grenze ist die Überziehung bei Höchstgewicht und ganze vorne liegendem Schwerpunkt bei eingezogenen Klappen. Die obere Grenze ist die höchste festigkeitsbedingte Reisegeschwindigkeit.
Gelber Bogen	165 - 200	Vorsichtsbereich. Betrieb nur mit großer Vorsicht und in windstiller Luft.
Roter Strich	200	Zulässige Höchstgeschwindigkeit (Never Exceed). Die absolute Höchstgeschwindigkeit für jede Betriebsart.

Abbildung 2-2
Markierungen der Fluggeschwindigkeitsanzeige

Triebwerksgrenzen

Motor

Teledyne Continental IO-360-ES

Motorleistung ..... 149,1 kW (200 hp) bei 2700 U/min

Maximale Drehzahl ..... 2700 U/min

Öl:

Öltemperatur ..... 240° F (115° C) max.

Öldruck:

Minimum..... 10 psi

Maximum..... 100 psi

Zugelassene Ölsorten:

Motoreinlaufzeit: Die ersten 25 Stunden oder bis zur Stabilisierung des Ölverbrauchs nur reines Mineralöl nach MIL-L-6082 verwenden. Wenn das werkseitig eingefüllte Öl nachgefüllt werden muss, nur reines Mineralöl nach MIL-L-6082 nachfüllen.

Nach Einlaufen des Motors: Nur Ölsorten verwenden, die der Teledyne Continental Spezifikation MHS-24 (aschefreies dispergierendes Schmieröl) oder MHS-25 (synthetisches Schmieröl) entsprechen. *Siehe Abschnitt 8 - Ölwechsel.* Ölviskositätsbereich:

Alle Temperaturen ..... 15W-50 oder 20W-50

Unter 40 °F (4° C) ..... SAE 30 oder 10W-30

Über 40 °F (4° C) ..... SAE 50

Brennstoffgüte..... Aviation Grade 100 LL (blau) oder 100 (grün)

• Hinweis •

Siehe Allgemeine Grenzen - Brennstoffgrenzen in diesem Abschnitt für Betriebsgrenzen in Bezug auf Brennstoff und Brennstofflagerung.

Propeller

• Hinweis •

Zwei-Blatt Propeller sind für dieses Muster nicht von der EASA zugelassen. Betreiber von in der Europäischen Union zugelassenen Flugzeugen müessen daher jeglichen Bezug auf Zwei-Blatt Propeller in diesem Pilotenhandbuch nicht zur Kenntnis nehmen.

Hartzell

Propellertyp ..... Constant-Speed

Zweiblatt-Propeller:

Modellnummer..... BHC-J2YF-1BF/F7694

Durchmesser ..... 193 cm (76”) (Min. 189,2 cm/74,5”)

Dreiblatt-Propeller:

Modellnummer..... PHC-J3YF-1MF/F7392-1

Durchmesser ..... 187 cm (74,0”) (Min. 184,2 cm/72,5”)

Modellnummer..... PHC-J3YF-1RF/F7392-1

Durchmesser ..... 187 cm (74,0”) (Min. 184,2 cm/72,5”)

Instrumentmarkierungen

Instrument (Bereich)	Roter Strich	Grüner Bogen	Gelber Bogen	Roter Strich
	Minimum	Normal	Vorsicht:	Maximum
Triebwerkinstrumente				
Drehzahlmesser (0 - 3500 U/min)	--	500 - 2700	--	2700
Zylinderkopftemperatur (200° F - 500° F)	--	240° - 420° F	420° - 460° F	460° F
Abgastemp. (1250° - 1650° F)	--	--	--	--
Verteilerdruck (10 - 35 Inch Hg)	--	15 - 29,5 in. Hg	29,5 - 35 in. Hg	--
Brennstoffffluss (0 - 18 US- Gal./h)	--	7 - 13 Gal/h	--	--
Öltemperatur (50° - 240° F)	--	100° - 240° F	--	240° F
Öldruck (0 - 100 PSI)	10 psi (Leerlauf)	30 - 60 psi	10 - 30 psi 60 - 100 psi	100 psi (kalt)
Brennstoffstand (0 - 28 US- Gallonen)	0 Gal.	--	0 - 8,2 Gal.	--
Verschiedene Instrumente				
Voltmeter (16 - 32 Volt)	--	24 - 30 Volt	--	32 Volt

Abbildung 2-3
Instrumentmarkierungen

Allgemeine Grenzen

Gewichtsgrenzen

Maximales Startgewicht ..... 3000 lb. (1361 kg)

• Hinweis •

Das Gewicht über 2900 lb. (1315 kg) muss das Gewicht des Flügelbrennstoffs sein.

Maximales Landegewicht ..... 2900 lb. (1315 kg)

Gewicht im Gepäckraum ..... 130 lb. (59 kg)

Instrumentverfahren

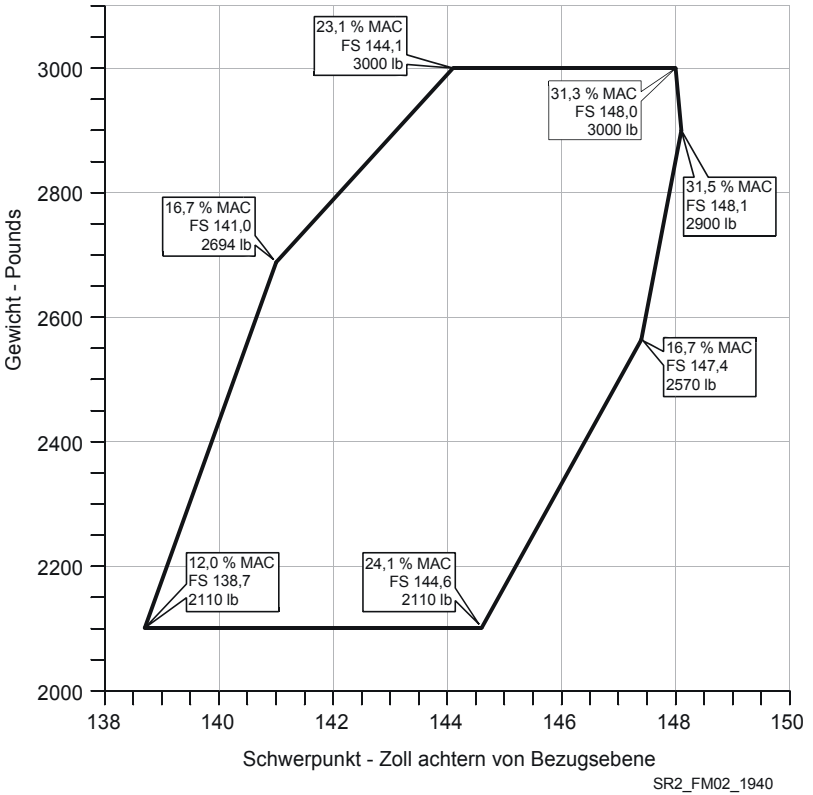
Aufgrund der Möglichkeit einer oszillierenden CDI-Nadel bei Flugzeugen mit 2-Blatt-Propeller sind während der Instrumentverfahren unter Einsatz eines Localizers oder einer Simplified Directional Facility (SDF) Navigationshilfe Motordrehzahlen über 2600 U/min verboten.

Schwerpunktgrenzen

Bezugsebene .....100 Zoll vorwärts vom Brandschott

Nach vorne ..... *siehe Abbildung 2-4*

Nach achtern ..... *siehe Abbildung 2-4*



VORDERE GRENZLAGE - FS 138,7 (12,0% MAC) bei 2110 lb., mit geradlinigem Kegel zu FS 141,0 (16,7% MAC) bei 2694 lb. und zu FS 144,1 (23,1% MAC) bei 3000 lb.
HINTERE GRENZLAGE - FS 144,6 (24,1% MAC) bei 2110 lb., mit geradlinigem Kegel zu FS 147,4 (30,0% MAC) bei 2570 lb., zu FS 148,1 (31,5% MAC) bei 2900 lb und zu FS 148,0 (31,5% MAC) bei 3000 lb.

Abbildung 2-4
Schwerpunkt (c.g.) Envelope

Manövergrenzen

Kunstflugmanöver, einschließlich Trudeln, sind verboten.

• Hinweis •

Da die SR20 nicht für das Abfangen von Trudelbewegungen zertifiziert ist, muss bei einer Abweichung vom kontrollierten Flugverhalten das Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) aktiviert werden. *Siehe Abschnitt 3 - Notverfahren, Unbeabsichtigte Spiral-/Trudelbewegungen*.

Dieses Flugzeug ist für den normalen Betrieb zugelassen und darf nicht für Kunstflugmanöver eingesetzt werden. Nur die mit dem normalen Flug verbundenen Manöver sind zulässig. Dazu gehören normales Überziehen, Chandelles, Lazy Eights und Steilkurven mit maximal 60°.

Klappengrenzen

Seriennummern 1005 bis 1204 vor Service Bulletin SB 20-27-05: Gleichzeitiger Betrieb der Klappen während COM-Übertragungen ist verboten.

Zugelassene Starteinstellungen.....OBEN (0%) oder 50%

Zugelassene Landeeinstellungen..... Oben (0%), 50% oder 100%

Fluglastfaktorgrenzen

Klappen OBEN (0%), 3000 lb.....+3,8g, -1,9g

Klappen 50%, 3000 lb. .....+1,9g, -0g

Klappen 100% (Unten), 3000 lb. .....+1,9g, -0g

Brennstoffgrenzen

Das maximal zulässige Brennstoff-Ungleichgewicht ist 7,5 US-Gallonen (¼ Tank).

Zugelassener Brennstoff Aviation Grade 100 LL (blau) oder 100 (grün)

Gesamtbrennstoffkapazität ..... 60,5 US- Gallonen (229,0 l)

Gesamtfüllvermögen pro Brennstofftank... 30,3 US- Gallonen (114,5 l)

Ges. Nutzbarer Brennstoff (alle Flugbedingungen). 56,0 US- Gallonen (212,0 l)

Maximale Betriebshöhe

Maximale Betriebshöhe ..... 17,500 Fuß MSL

Gemäß Betriebsbestimmungen (FAR Teil 91 und FAR Teil 135) muss bei bestimmten Höhen unterhalb der maximalen Betriebshöhe zusätzlicher Sauerstoff mitgeführt werden. *Siehe Sauerstoffsystemgrenzen in diesem Abschnitt.*

Maximale Personenlast

Die maximale Personenlast für dieses Flugzeug ist vier Personen (Pilot und drei Passagiere).

Mindest-Crew

Die Mindest-Besatzung ist ein Pilot.

Lackierung

Zur Gewährleistung, dass die Temperatur der Verbundstruktur 150° F (66° C) nicht übersteigt, muss die Außenfläche des Flugzeugs mit einem zugelassenen weißen Lack lackiert sein, ausgenommen der Flächen, auf denen Registrierungsangaben, Plaketten oder kleine Verzierungen angebracht sind. *Siehe SR20 Wartungshandbuch (AMM), Kapitel 51,* für spezifische Lackanforderungen.

Runway-Oberfläche

Dieses Flugzeug kann auf jeder Runway-Oberfläche starten und landen.

Rauchen

In diesem Flugzeug ist das Rauchen verboten.

Systemgrenzen

Cirrus Airframe Parachute Systems (CAPS)

V_{PD} Höchstgeschwindigkeit bei Fallschirmaktivierung ..... 135 KIAS

• Hinweis •

Siehe Abschnitt 10 - Sicherheitsinformationen, für zusätzliche Angaben zum CAPS.

Multifunktionsanzeige

Die Multifunktionsanzeige ist nicht als primäres Navigationsinstrument zugelassen. Die auf der Multifunktionsanzeige angezeigten Informationen dürfen nur für unterstützende Informationszwecke verwendet werden.

Sauerstoffsystem

Wenn die Betriebsbestimmungen die Verwendung von zusätzlichem Sauerstoff vorschreiben, muss der Pilot:

- Ein von Cirrus Design zugelassenes und im Anhang zum Sauerstoffsystem des AFM (Teilnr. 11934-S09) aufgeführtes Sauerstoffsystem verwenden.
- Die Sauerstoffflasche gemäß der Beschreibung im AFM-Anhang im rechten Vordersitz befestigen.

Betriebsarten

Das SR20 ist für folgende Betriebsarten ausgerüstet und zugelassen:

- VFR Tag und Nacht.
- IFR Tag und Nacht.

Vereisung

Der Flug in bekannte Vereisungsbedingungen ist verboten.

Geräteliste für Betriebsarten

Die folgende Liste gibt einen Überblick über die Geräte, die zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit bei den jeweiligen Betriebsarten nach FAA-Bestimmung (FAR) Teil 23 notwendig sind. Diese gemäß der Betriebsregeln erforderliche Mindestausstattung ist in FAR Teil 91 und FAR Teil 135 definiert.

• Hinweis •

Alle Verweise auf Arten des Flugbetriebs auf den Betriebsgrenzen-Plaketten basieren auf den Geräten, die zum Zeitpunkt der Lufttüchtigkeitsbescheinigung installiert waren.

System, Instrument und/oder Gerät	Betriebsarten				Bemerkungen, Hinweise und/oder Ausnahmen
	VFR Tag	VFR Nacht	IFR Tag	IFR Nacht	
Kommunikation					
VHF-Komm	—	—	1	1	
Elektrischer Strom					
Batterie	1	1	1	1	
Batterie, sekund.			1	1	Wendekoord. Reserve
Lichtmaschine	1	1	1	1	
Amperemeter	1	1	1	1	
Unterspannungsmelder	1	1	1	1	

System, Instrument und/oder Gerät	Betriebsarten				Bemerkungen, Hinweise und/oder Ausnahmen
	VFR Tag	VFR Nacht	IFR Tag	IFR Nacht	
Stromkreisunterbrecher	A/R	A/R	A/R	A/R	Je nach Bedarf.
Geräte u. Einrichtungen					
Notrufbakensender	1	1	1	1	
Rückhaltesystem	A/R	A/R	A/R	A/R	Ein Sitzgurt pro Insasse.
Brandschutz					
Feuerlöscher	1	1	1	1	
Steuerorgane					
Klappenpositions-lichter	3	3	3	3	
Klappensystem	1	1	1	1	
Höhenrudertrimmanzeiger	1	1	1	1	
Höhenrudertrimmsystem	1	1	1	1	
Rolltrimmanzeiger	1	1	1	1	
Rolltrimmsystem	1	1	1	1	
Überziehwarnsystem	1	1	1	1	
Brennstoff					
Hilfspumpe	1	1	1	1	
Brennstoffstandanzeiger	2	2	2	2	
Brandhahn	1	1	1	1	
Eis- und Regenschutz					
Alternatives Motorluft-induktionssystem	1	1	1	1	

System, Instrument und/oder Gerät	Betriebsarten				Bemerkungen, Hinweise und/oder Ausnahmen
	VFR Tag	VFR Nacht	IFR Tag	IFR Nacht	
Alternative statische Luftquelle	1	1	1	1	
Pitot-Heizung	—	—	1	1	
Fahrwerk					
Radverkleidung	—	—	—	—	Kann entfernt werden.
Lichter					
Kollisionsschutzlichter	2	2	2	2	
Instrumentbeleuchtung	—	❖	—	❖	❖ - Muss funktionsfähig sein.
Navigationslichter	—	4	—	4	
Navigation und Pitot-Statik					
Höhenmesser	1	1	1	1	
Fluggeschwindigkeitsanzeiger	1	1	1	1	
Variometer (VSI)	—	—	—	—	
Magnetkompass	1	1	1	1	
Attitude Gyro	—	—	1	1	
HSI	—	—	1	1	
Wendekoordinator (Gyro)	—	—	1	1	
Uhr	—	—	1	1	
Nav-Radio	—	—	1	1	
Pitot-System	1	1	1	1	

System, Instrument und/oder Gerät	Betriebsarten				Bemerkungen, Hinweise und/oder Ausnahmen
	VFR Tag	VFR Nacht	IFR Tag	IFR Nacht	
Statiksystem, normal	1	1	1	1	
Multifunktionsanzeige	—	—	—	—	
Pneumatische					
Unterdruckanzeige	—	—	1	1	
Motoranzeigen					
Zylinderkopf-Temperaturanzeige	—	—	—	—	
Abgastemperaturanzeige	—	—	—	—	
Brennstoffflussanzeige	1	1	1	1	
Verteilerdruck-anzeige	1	1	1	1	
Öldruckanzeige	1	1	1	1	
Ölstandsanzeige (Messstab)	1	1	1	1	
Oeltemperaturanzeige	1	1	1	1	
Drehzahlmesser	1	1	1	1	
Spezielle Ausstattung					
Cirrus Airframe Parachute System (CAPS)	1	1	1	1	
Flughandbuch	1	1	1	1	Liegt dem POH bei.

Plaketten

Motorraum, innerer Zugang zum Ölfilter:

MOTORÖLGÜTE
ÜBER 4° C (40° F): SAE 50 ODER 20W50
UNTER 4° C (40° F): SAE 30 ODER 10W30, 15W50 ODER 20W50
SIEHE AFM-ANHANG FÜR ZUGELASSENE ÖLE

Flügel, neben den Tankdeckeln:

AVGAS MIND.-GÜTE 100LL ODER 100
28 US-GALLONEN (106 LITER) GES. NUTZBARE MENGE
13 US-GALLONEN (49 LITER) NUTZBAR BIS MARKIERUNG

GR_SR20_FM02_1220C

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 1 von 9)

Rumpfoberteil, beide Seiten der CAPS-Raketenabdeckung:

WARNUNG!

**ENTHÄLT RAKETE FÜR FALLSCHIRM-AKTIVIERUNG
SICHEREN ABSTAND EINHALTEN, WENN SICH PERSONEI
IM FLUGZEUG BEFINDEN**

Seiten- und Höhenruder, beide Seiten:

NICHT SCHIEBEN

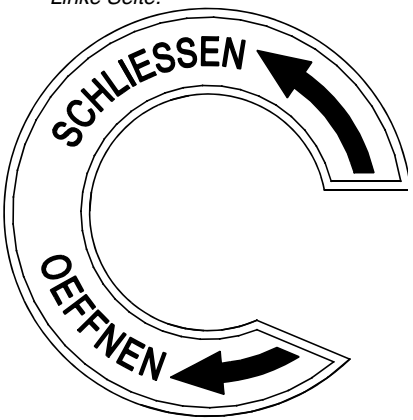
Linker Rumpfteil, an der ext. Stromversorgungstür:

EXTERNE

STROMVERSORGUNG

28 V DC

Türen, über und unter dem Riegel: Linke Seite:



Serials 1317 thru 1422.

Serials 1423 & subs.

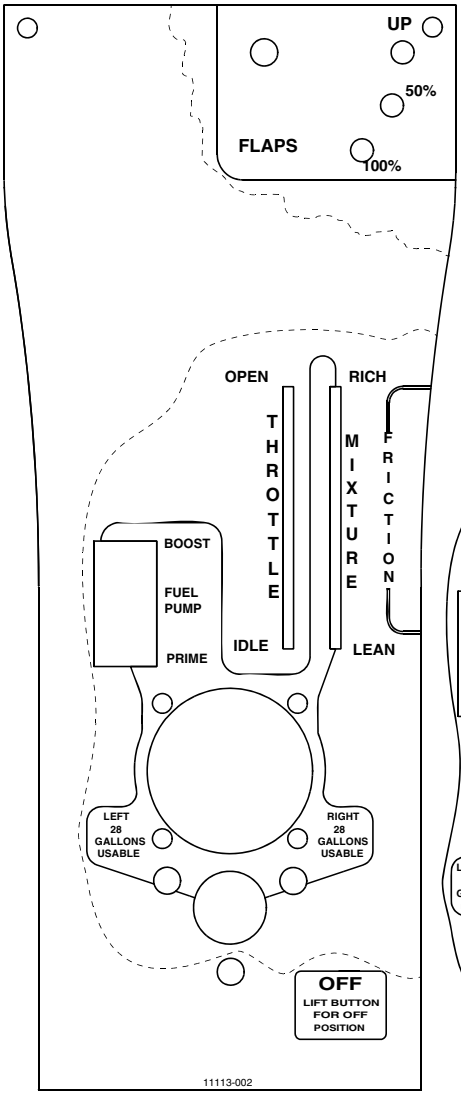
DRÜCKEN

UM ZU

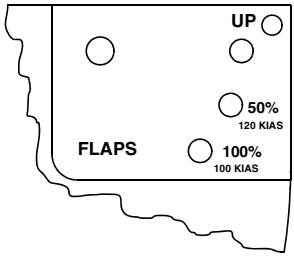
ÖFFNEN

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 2 von 9)

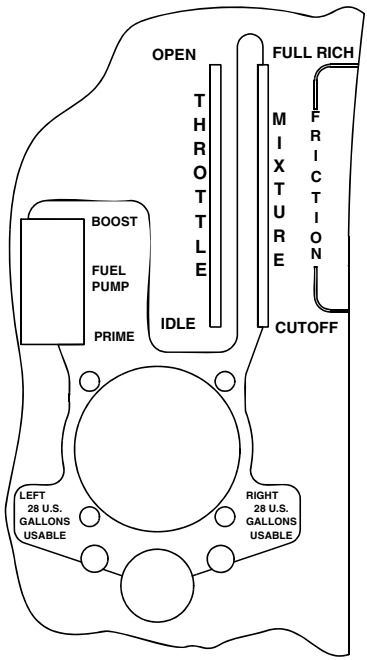
Motorschalttafel:



Seriennummern 1005 bis 1019 ohne SB 20-11-01.



Seriennummern ab 1020 und Seriennummern 1005 bis 1019 mit integrierter SB 20-11-01.



Seriennr. 1100 bis 1183:

SR2_FM02_1222E

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 3 von 9)

Motorschalttafel:

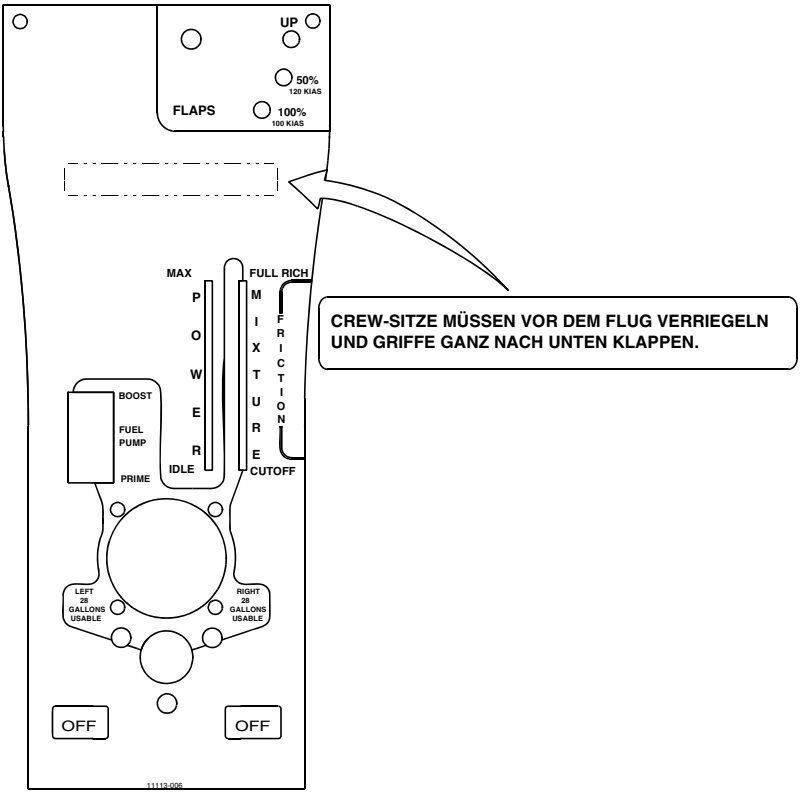


Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 4 von 9)

Flügel, Klappe Hinterkante:

NICHT BETRETEN

Kabinentürfenster, unterer Rand, zentriert, umgekehrt eingesetzt:

IM NOTFALL FENSTER EINSCHLAGEN UND ENTFERN

Bolster Switch Panel, left edge:

THIS AIRCRAFT IS CERTIFIED FOR THE FOLLOWING FLIGHT OPERATIONS:
DAY - NIGHT - VFR - IFR
(WITH REQUIRED EQUIPMENT)

FLIGHT INTO KNOWN ICING IS PROHIBITED

OPERATE PER AIRPLANE FLIGHT MANUAL

Serials 1005 & subs w/o SRV option.

THIS AIRCRAFT IS CERTIFIED FOR THE FOLLOWING FLIGHT OPERATIONS:
DAY - NIGHT - VFR
(WITH REQUIRED EQUIPMENT)

FLIGHT INTO KNOWN ICING IS PROHIBITED

OPERATE PER AIRPLANE FLIGHT MANUAL

Serials 1337 & subs with SRV option.

Instrument Panel Upper left:

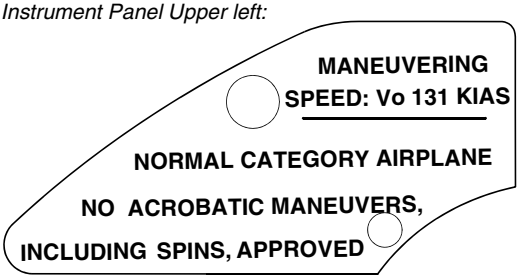


Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 5 von 9)

Instrumentenpanel, beide Seiten:

Instrumentenpanel, oben rechts:

RAUCHEN VERBOTEN

SITZGURTE ANLEGEN

FEUERLÖSCHER VORNE UNTER DEM PILOTENSITZ

OR

Über MFD (in einer Reihe):

SITZGURTE ANLEGEN FEUERLÖSCHER VORNE UNTER DEM PILOTENSITZ RAUCHEN VERBOTEN

Kabinenfester, über Türriegel:

NOTAUSGANG

NOTAUSGANGSHAMMER AUS DER MITTE DES ARM KEHNENDECKELS NEHMEN. AUF DIE ECKE DES FENSTERS SCHLAGEN. DIESS NACH DEM BRUCH DURCHTRETEN ODER HERAUS DRÜCKEN.

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 6 von 9)

Gepäckraum, hinterer Rand:

ELT HINTER DER TRENNWAND
TEPPICH UND ZUGANGSPLATTE ENTFERNEN

Gepäckraumtür, Innenseite:

MAX. VERTEILTE BODENLAST 130 LBS (60 KG)

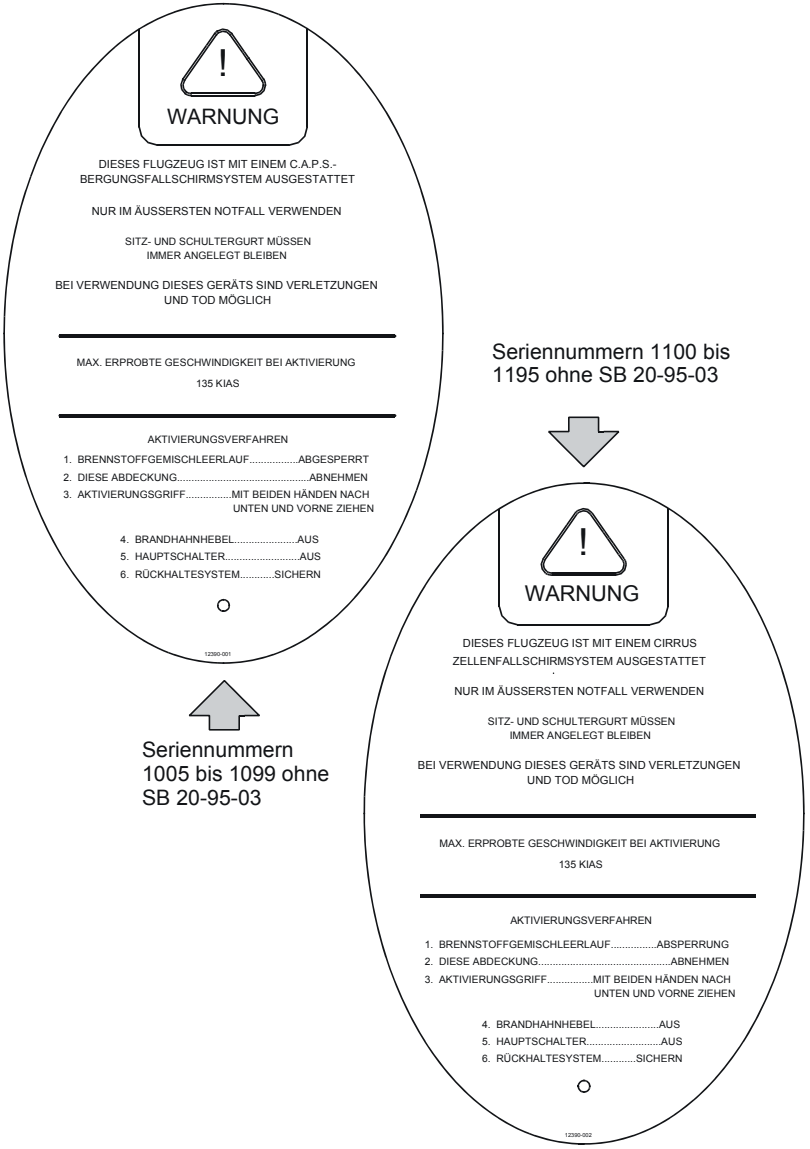
MAX. LAST PRO VERZURRUNGSRIEMEN 35 LBS (15 KG)

SIEHE FLUGHANDBUCH FÜR VERZURRUNG SOWIE GEWICH T UND SCHWERPUNKTANGABEN

12378-005

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 7 von 9)

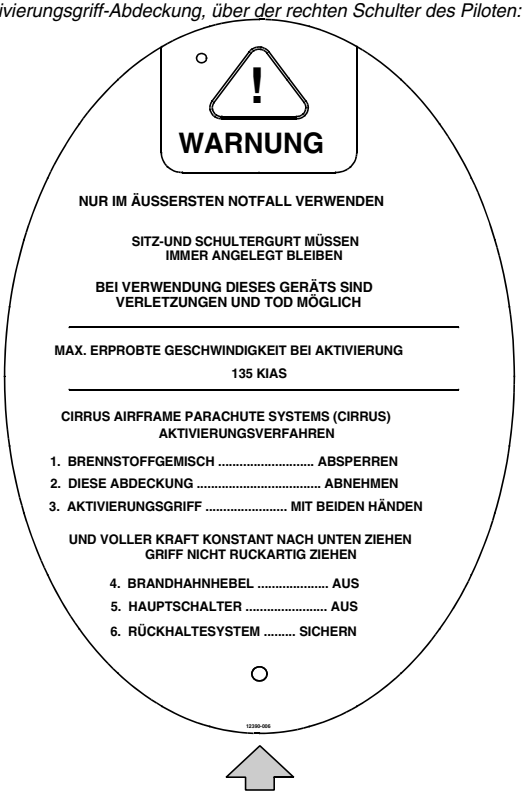
CAPS-Aktivierungsgriff-Abdeckung, über der rechten Schulter des Piloten:


WARNUNG
DIESES FLUGZEUG IST MIT EINEM C.A.P.S.-BERGUNGSFALLSCHIRMSYSTEM AUSGESTATTET
NUR IM ÄUSSERSTEN NOTFALL VERWENDEN
SITZ- UND SCHULTERGURT MÜSSEN IMMER ANGELEGT BLEIBEN
BEI VERWENDUNG DIESES GERÄTS SIND VERLETZUNGEN UND TOD MÖGLICH
MAX. ERPROBTE GESCHWINDIGKEIT BEI AKTIVIERUNG
135 KIAS
AKTIVIERUNGSVERFAHREN
1. BRENNSTOFFGEMISCHLEERLAUF.....ABGESPERRT
2. DIESE ABDECKUNG.....ABNEHMEN
3. AKTIVIERUNGSGRIFF.....MIT BEIDEN HÄNDEN NACH UNTEN UND VORNE ZIEHEN
4. BRANDHAHNHEBEL.....AUS
5. HAUPTSCHALTER.....AUS
6. RÜCKHALTESYSTEM.....SICHERN
12390-001
Seriennummern 1005 bis 1099 ohne SB 20-95-03
Seriennummern 1100 bis 1195 ohne SB 20-95-03
WARNUNG
DIESES FLUGZEUG IST MIT EINEM CIRRUS ZELLENFALLSCHIRMSYSTEM AUSGESTATTET
NUR IM ÄUSSERSTEN NOTFALL VERWENDEN
SITZ- UND SCHULTERGURT MÜSSEN IMMER ANGELEGT BLEIBEN
BEI VERWENDUNG DIESES GERÄTS SIND VERLETZUNGEN UND TOD MÖGLICH
MAX. ERPROBTE GESCHWINDIGKEIT BEI AKTIVIERUNG
135 KIAS
AKTIVIERUNGSVERFAHREN
1. BRENNSTOFFGEMISCHLEERLAUF.....ABSPERRUNG
2. DIESE ABDECKUNG.....ABNEHMEN
3. AKTIVIERUNGSGRIFF.....MIT BEIDEN HÄNDEN NACH UNTEN UND VORNE ZIEHEN
4. BRANDHAHNHEBEL.....AUS
5. HAUPTSCHALTER.....AUS
6. RÜCKHALTESYSTEM.....SICHERN
12390-002

SR2_FM02_1225C

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 8 von 9)

CAPS-Aktivierungsgriff-Abdeckung, über der rechten Schulter des Piloten:


!
WARNUNG
NUR IM ÄUSSERSTEN NOTFALL VERWENDEN
SITZ-UND SCHULTERGURT MÜSSEN IMMER ANGELEGT BLEIBEN
BEI VERWENDUNG DIESES GERÄTS SIND VERLETZUNGEN UND TOD MÖGLICH
MAX. ERPROBTE GESCHWINDIGKEIT BEI AKTIVIERUNG
135 KIAS
CIRRUS AIRFRAME PARACHUTE SYSTEMS (CIRRUS)
AKTIVIERUNGSVERFAHREN
1. BRENNSTOFFGEMISCH ..... ABSPERREN
2. DIESE ABDECKUNG ..... ABNEHMEN
3. AKTIVIERUNGSGRIFF ..... MIT BEIDEN HÄNDEN
UND VOLLER KRAFT KONSTANT NACH UNTEN ZIEHEN
GRIFF NICHT RUCKARTIG ZIEHEN
4. BRANDHAHNHEBEL ..... AUS
5. HAUPTSCHALTER ..... AUS
6. RÜCKHALTESYSTEM ..... SICHERN

Seriennr. ab 1196 und Flugzeuge mit integrierter SB 20-95-03.

GR_SR20_FM02_1522A

Abbildung 2-5
Plaketten (Blatt 9 von 9)

Abschnitt 3
Notverfahren

Inhaltsverzeichnis

Einführung 3-3
Fluggeschwindigkeiten bei Notverfahren 3-4
Notfallrichtlinien 3-5
Flugplanung 3-5
Inspektionen/Wartung vor dem Flug 3-5
Methoden 3-5
Notfallsituationen am Boden 3-7
Motorbrand beim Starten 3-7
Bremsenausfall beim Rollen 3-7
Abgebrochener Start 3-7
Notausschaltung des Motors am Boden 3-8
Notausgang am Boden 3-8
Notfälle während des Flugs 3-9
Motorausfall beim Start (geringe Höhe) 3-9
Maximaler Gleitflug 3-10
Motorausfall während des Flugs 3-11
Erneutes Starten des Motors während des Flugs 3-12
Teilweiser Motorleistungsverlust 3-13
Niedriger Öldruck 3-15
Ausfall des Propellerreglers 3-15
Beseitigung von Rauch und Dämpfen 3-16
Motorbrand während des Flugs 3-16
Flügelbrand während des Flugs 3-16
Kabinenbrand während des Flugs 3-17
Unvorhergesehene Vereisung 3-18
Notabstieg 3-18
Unvorhergesehener IMC-Betrieb 3-19
Unvorhergesehener Spiralsturz während IMC-Flug 3-19
Offene Tür während des Flugs 3-19
Trudeln 3-20
CAPS-Aktivierung 3-21
Landungsnotfälle 3-24
Notlandung (Motorausfall) 3-24

Landung ohne Höhenrudersteuerung 3-26
Landung mit ausgefallenen Bremsen 3-26
Landung mit plattem Reifen 3-27
Systemfehler 3-28
Lichtmaschinenausfall 3-28
Kommunikationsausfall 3-30
Ausfall des Leistungshebelgestänges 3-31
Pitot/Statik-Fehler 3-32
Vakuumsystemausfall 3-33
Elektrische Trimmung/Autopilot-Ausfall 3-34

Einführung

In diesem Abschnitt sind Verfahren für Notfallsituationen und abnormale Situationen, die während des Betriebs des SR20 auftreten können, beschrieben. Obwohl durch Flugzeug-, System- oder Motorfehler verursachte Notfälle äußerst selten sind, sollten die in diesem Abschnitt beschriebenen Verfahren gelesen und im Notfall eingesetzt werden.

• Hinweis •

Die Notfallverfahren für Sonderausstattungen sind in Abschnitt 9 beschrieben.

Fluggeschwindigkeiten bei Notverfahren

Manövriergeschwindigkeit:

3000 lb ..... 131 KIAS

2600 lb ..... 122 KIAS

2200 lb ..... 111 KIAS

Bester Gleitflug:

3000 lb ..... 96 KIAS

2500 lb ..... 87 KIAS

Notlandung (Motorausfall):

Klappen nach oben ..... 86 KIAS

Klappen 50% ..... 81 KIAS

Klappen 100% ..... 75 KIAS

Notfallrichtlinien

Dieser Abschnitt behandelt zwar die meisten Notfälle und abnormalen Flugbedingungen, die im SR20 auftreten können, doch diese Anleitung ist kein Ersatz für gründliche Kenntnisse des Flugzeugs und allgemein üblicher Luftfahrttechniken. Der Flugzeugführer sollte sich am Boden gründlich mit den Informationen in diesem Handbuch vertraut machen, damit er in einer zeitkritischen Situation in der Luft gut vorbereitet ist.

Flugplanung

Durch Wetterbedingungen verursachte Notfälle können minimiert oder ganz ausgeschaltet werden, wenn der Flug sorgfältig und mit gesundem Menschenverstand geplant wurde.

Inspektionen/Wartung vor dem Flug

Mechanische Problem während des Flugs sind beim SR20 äußerst selten, wenn die Inspektionen und Wartungen vor dem Flug ordnungsgemäß ausgeführt werden. Vor jedem Flug sollte das Flugzeug durch einen gründlichen Rundgang inspiziert werden, um sicherzustellen, dass beim vorherigen Flug oder am Boden kein Schaden eingetreten ist. Dabei sollte vor allem auf Öllecks und Brennstoffflecken geachtet werden, da diese ein Anzeichen für Motorprobleme sein können.

Methoden

Flugzeugnotfälle sind äußerst dynamische Ereignisse. Deshalb ist es unmöglich, jede von einem Piloten in einer Situation durchführbare Handlung anzusprechen. Vier grundlegende Handlungen gelten jedoch für jeden Notfall. Das sind:

Erhaltung der Kontrolle über das Flugzeug — Viele kleine Notfälle in einem Flugzeug entwickeln sich zu größeren Notsituationen, wenn der Pilot nicht die Kontrolle über das Flugzeug behalten kann. Denken Sie daran, nicht in Panik zu geraten und sich nicht auf ein bestimmtes Problem zu konzentrieren. Zu viel Konzentration auf ein fehlerhaftes Warnlicht während des Instrumentenflugs kann zu einem vom Piloten verursachten Fluglageproblem und zu Schlimmerem führen. Um dies zu vermeiden, auch im schlimmsten Notfall, halten Sie sich an diese Regel: Fliegen, Navigieren und Kommunizieren, und zwar in dieser

Reihenfolge. Lassen Sie nichts Ihre Kontrolle über das Flugzeug beeinflussen. Hören Sie niemals auf, das Flugzeug zu fliegen.

Analyse der Situation — Wenn Sie die Kontrolle über das Flugzeug haben und erhalten können, beurteilen Sie die Situation. Beobachten Sie die Motorinstrumente. Horchen Sie auf den Motor. Denken Sie nach, was die vorliegenden Anzeichen bedeuten.

Einleiten der entsprechenden Schritte — In den meisten Situationen kann durch die in diesem Abschnitt beschriebenen Verfahren das Flugzeugproblem entweder korrigiert oder ein sicheres Abfangen des Flugzeugs erzielt werden. Halten Sie sich an diese Verfahren und handeln Sie mit gesundem „Pilotenverstand“.

Landung, sobald die Bedingungen es zulassen — Nachdem Sie den Notfall in den Griff bekommen haben, beurteilen Sie, was der nächste Schritt ist. Erledigen Sie alle nicht kritischen „Aufräum“-Arbeiten in der Checkliste und setzen Sie das Flugzeug auf den Boden. Denken Sie daran, dass das Flugzeug, auch wenn es in Ordnung zu sein scheint, eventuell nicht in Ordnung ist.

Notfallsituationen am Boden

Motorbrand beim Starten

Ein Brand während des Startens des Motors kann dadurch verursacht werden, dass sich Brennstoff im Brennstoffinduktionssystem entzündet hat. In diesem Fall versuchen Sie, das Feuer in den Motor zurückzusaugen, indem Sie den Motor weiterhin durchdrehen.

1. Gemisch ..... ZU
2. Brennstoffpumpe ..... AUS
3. Brandhahn ..... AUS
4. Leistungshebel ..... GANZ VORNE (Vollgas)
5. Anlasser ..... KURBELN
6. Bei anhaltenden Flammen die *Notabschaltung am Boden durchführen* und die *Boden-Notausgangs-Checkliste* durchgehen.

Bremsenausfall beim Rollen

Die Bodenlenkung wird durch Differentialbremsung ermöglicht. Durch Erhöhung der Leistung kann eventuell aufgrund der höheren Bodengeschwindigkeit und des Luftstroms über Ruder auch etwas Ruderkontrolle eingesetzt werden.

1. Motorleistung ..... JE NACH BEDARF
   - Zum Anhalten des Flugzeugs - REDUZIEREN
   - Falls zum Lenken notwendig - ERHÖHEN
2. Richtungskontrolle ..... MIT RUDER AUFRECHT ERHALTEN
3. Bremspedal(e) ..... PUMPEN

Abgebrochener Start

So viel wie möglich der restlichen Startbahnstrecke nutzen, um das Flugzeug auf sichere Weise zum Anhalten zu bringen oder das Flugzeug ausreichend verlangsamen, dass ein Herunterfahren von der Startbahn möglich ist.

1. Leistungshebel ..... LEERLAUF
2. Bremsen ..... JE NACH BEDARF

• Vorsicht •

Für eine maximal wirksame Bremsung die Klappen einziehen, das Steuerungsruder ganz zurück ziehen und langsam und gleichmäßig Bremsen, um einen Verlust der Kontrolle und/ oder ein Platzen der Reifen zu vermeiden.

Notausschaltung des Motors am Boden

1. Leistungshebel ..... LEERLAUF
2. Brennstoffpumpe (falls verwendet) ..... AUS
3. Gemisch ..... ZU
4. Brandhahn ..... AUS
5. Zündschalter ..... AUS
6. Hauptschalter (Bat-Alt) ..... AUS

Notausgang am Boden

• WARNUNG •

Beim Aussteigen aus dem Flugzeug muss darauf geachtet werden, dass der Evakuierungsweg in sicherem Abstand zu anderen Flugzeugen, rotierenden Propellern und sonstigen Gefahren ist.

1. Motor ..... ABSTELLEN

• Hinweis •

Wenn der Motor weiter laufen soll, muss vor der Evakuierung die Parkbremse aktiviert werden.

2. Sitzgurte ..... LÖSEN
3. Flugzeug ..... AUSSTEIGEN

• Hinweis •

Wenn sich die Türen nicht öffnen lassen, müssen die Fenster mit dem Notfallhammer gebrochen werden. Dieser Hammer befindet sich in der Konsole zwischen den Vordersitzen. Dann durch die Öffnung im Fenster klettern.

Notfälle während des Flugs

Motorausfall beim Start (geringe Höhe)

Wenn der Motor sofort nach dem Abheben ausfällt, den Flug wenn möglich noch auf der Startbahn abbrechen. Wenn ein Runway-Abbruch aufgrund der Höhe nicht mehr möglich ist und die Höhe nicht für einen Neustart des Motors ausreicht, die Nase absenken, um die Fluggeschwindigkeit aufrechtzuerhalten und eine Gleitfluglage zu etablieren. In den meisten Fällen sollte die Landung gerade aus erfolgen und Wendungen sollten nur zum Vermeiden von Hindernissen erfolgen. Nach Etablierung der Gleitfluglage zum Landen soviel Punkte der Checkliste durchführen wie in der restlichen Zeit möglich.

• WARNUNG •

Bei der Entscheidung für eine Rückkehr zur Runway muss sehr vorsichtig vorgegangen werden, um ein Überziehen des Flugzeugs zu vermeiden.

1. Beste Gleitflug- oder Landegeschwindigkeit..... ETABLIEREN
2. Gemisch..... ZU
3. Brandhahn .....AUS
4. Zündschalter .....AUS
5. Klappen..... JE NACH BEDARF

Wenn es die Zeit zulässt:

6. Leistungshebel.....LEERLAUF
7. Brennstoffpumpe .....AUS
8. Hauptschalter (Bat-Alt).....AUS
9. Sitzgurte..... FESTEN SITZ BESTÄTIGEN

Maximaler Gleitflug

Bedingungen		**Beispiel:**	
Leistung	AUS	Höhe	7,000 Fuß AGL
Propeller	Windmilling	Fluggeschwindigkeit	Bester Gleitflug
Klappen	0% (OBEN)		
Wind	Null	Gleitflugentfernung	12,5 NM

Beste Gleitfluggeschwindigkeit
3000 lb96 KIAS
2500 lb87 KIAS
Maximales Gleitflugverhältnis ~ 10,9 : 1

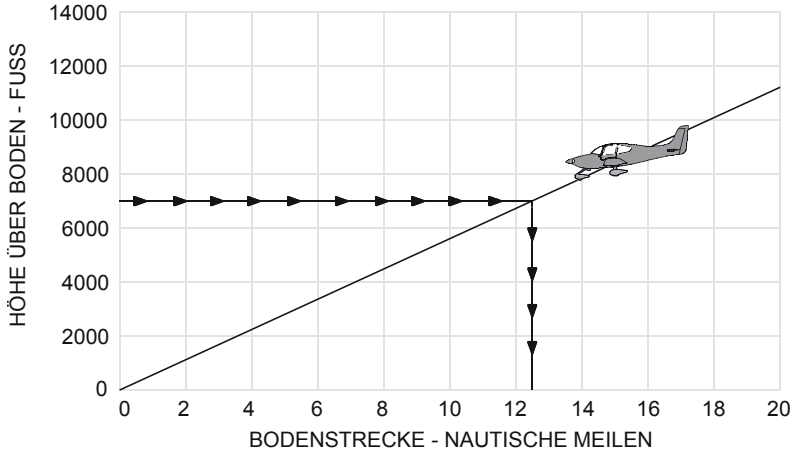


Abbildung 3-1
Maximaler Gleitflug

Motorausfall während des Flugs

Wenn der Motor im Flug ausfällt, den Pitch entsprechend einstellen, um die bestmögliche Gleitfluggeschwindigkeit zu etablieren. Während des Gleitflugs zu einer geeigneten Landebahn versuchen Sie die Ursache des Ausfalls zu ermitteln und zu beheben.

• WARNUNG •

Wenn der Motorausfall von Brennstoffdämpfen im Cockpit begleitet ist, oder wenn interner Motorschaden vermutet wird, die Gemischregelung absperren (ZU) und keinesfalls einen Neustart versuchen.

1. Beste Gleitfluggeschwindigkeit ..... ETABLIEREN

• Hinweis •

Bei festgefressenem oder ausgefallenem Motor ist die Gleitflugentfernung weiter als bei einem leerlaufenden Motor (wie z. B. beim Training).

Wenn ein Windmilling des Propellers möglich ist, kann eventuell ein längerer Gleitflugweg erzielt werden, wenn der Leistungshebel auf Leerlauf gestellt und die Fluggeschwindigkeit um 5 bis 10 Knoten erhöht wird.

2. Gemisch..... REICH
3. Brandhahn .....TANK WECHSELN
4. Brennstoffhilfspumpe ..... EIN
5. Alternative Induktionsluft..... EIN
6. Zündschalter ..... EIN, BOTH
7. Springt der Motor nicht an, die Checkliste für *Erneutes Starten während des Flugs* oder *Notlandung* durchgehen.

Erneutes Starten des Motors während des Flugs

In den folgenden Verfahren werden die häufigsten Ursachen eines Motorausfalls behandelt. Durch Wechseln der Tanks und Einschalten der Brennstoffpumpe kann die Startleistung verbessert werden, falls eine Kontaminierung die Ursache für den Ausfall war. Durch Abmagerung des Gemischs und anschließendes langsames Anreichern kann eine fehlerhafte Gemischregelung korrigiert werden.

• Hinweis •

Erneutes Anlassen des Motors im Flug kann während 1 g Flug innerhalb des normalen Betriebs-Bereichs durchgeführt werden.

1. Bat-Hauptschalter ..... EIN
2. Leistungshebel ..... ½" OFFEN
3. Gemisch ..... REICH
4. Brandhahn ..... TANK WECHSELN
5. Zündschalter ..... BOTH
6. Brennstoffhilfspumpe ..... EIN
7. Alternative Induktionsluft ..... EIN
8. Alt-Hauptschalter ..... AUS
9. Anlasser (ohne Windmilling des Propellers) ..... DREHEN
10. Leistungshebel ..... langsam ERHÖHEN
11. Alt-Hauptschalter ..... EIN
12. Wenn der Motor nicht anspringt, die *Notlandungscheckliste* durchgehen.

Teilweiser Motorleistungsverlust

Zu den Anzeichen eines teilweisen Motorausfalls gehören schwankende Drehzahl, reduzierter oder schwankender Verteilerdruck, niedriger Öldruck, hohe Öltemperatur und geräuschvoller oder unruhig laufender Motor. Ein etwas unruhig laufender Motor beim Flug kann dadurch verursacht werden, dass eine oder mehrere Zündkerzen verunreinigt sind. Ein plötzlicher unruhiger Motorlauf und Fehlzündungen weisen meistens auf einen Ausfall des Magnetzünders hin.

• Hinweis •

Niedriger Öldruck kann auf einen bevorstehenden Motorausfall hinweisen - *Siehe Verfahren bei niedrigem Öldruck* in diesem Abschnitt.

• Hinweis •

Ein beschädigter (unrund laufender) Propeller kann einen extrem rauen Betrieb verursachen. Wenn ein unrund laufender Propeller vermutet wird, den Motor sofort abstellen und die Checkliste *zur Notlandung* durchführen.

Wenn bei teilweisem Motorausfall ein horizontaler Flug möglich ist, sollte das Flugzeug so bald wie unter den Umständen möglich auf einer geeigneten Landebahn gelandet werden. Wenn die Umstände keinen horizontalen Flug erlauben, die verminderte Leistung so gut wie möglich nutzen und eine Notladung auf einem geeigneten Landeplatz einleiten. Sie müssen dabei stets auf den vollkommenen Ausfall des Motors vorbereitet sein.

Bei Leistungsverlust aufgrund eines Brennstofflecks im Einspritzsystem kann der auf den Motor gesprühte Brennstoff durch den Slipstream-Luftstrom gekühlt und somit ein Brand verhindert werden. Beim Abstieg zur Landung wird jedoch die Leistung reduziert und die Kühlluft reicht eventuell nicht aus, um einen Motorbrand zu verhindern.

• WARNUNG •

Wenn im Cockpit ein starker Brennstoffgeruch vorhanden ist, muss auf dem nächsten geeigneten Landeplatz gelandet werden. Ein Forced-Landing-Pattern fliegen und sobald eine sichere Landung gesichert ist, den Brandhahn schließen.

Das folgende Verfahren hilft bei Isolierung und Behebung einiger Bedingungen, die zu einem rauen Motorbetrieb oder teilweisen Leistungsverlust beitragen:

1. Brennstoffhilfspumpe ..... EIN

   Durch Einschalten der Hilfspumpe (BOOST) kann das Problem evtl. beseitigt werden, wenn Dampfblasen in den Einspritzerleitungen vorhanden ist oder wenn die motorgetriebene Brennstoffpumpe teilweise ausgefallen ist. Die elektrische Brennstoffpumpe liefert jedoch nicht genug Brennstoffdruck für die Versorgung des Motors, wenn die motorgetriebene Brennstoffpumpe ganz ausfällt.

2. Brandhahn..... TANK WECHSELN

   Wenn Brennstoffmangel oder Kontaminierung in einem Tank das Problem ist, kann auf den anderen Brennstofftank gewechselt werden.

3. Gemisch..... CHECK, ob richtig für die Flugbedingungen

4. Leistungshebel..... DURCHZIEHEN

   Den Leistungshebel je nach Bedarf durch den Bewegungsbereich ziehen, um einen ruhigen Betrieb und die notwendige Leistung zu erzielen.

5. Alternative Induktionsluft..... EIN

   Ein allmählicher Verlust des Verteilerdrucks und der damit verbundene raue Betrieb kann durch Ansaugung von Eis verursacht werden. Durch Öffnen der alternativen Motorluftzufuhr wird der Motor wieder mit Luft versorgt, wenn die normale Luftquelle blockiert oder der Filter mit Eis bedeckt ist.

6. Zündschalter ..... BOTH, L, dann R

   Ein kurzes Drehen des Zündschalters von BOTH zu L und dann R hilft eventuell bei der Auffindung des Problems. Ein offensichtlicher Leistungsverlust bei einfacher Zündungsbetätigung weist auf ein Problem im Magnetzünder oder in den Zündkerzen hin. Das Gemisch auf die empfohlene Cruise-Einstellung abmagern. Wenn der Motorlauf nicht in wenigen Minuten ruhiger, das Gemisch etwas anreichern.

Zündschalter wieder auf BOTH stellen, außer extrem rauer Betrieb fordert die Verwendung nur eines Zündmagneten.

7. Sobald wie möglich landen.

Niedriger Öldruck

Wenn niedriger Öldruck von einem Anstieg der Öltemperatur begleitet wird, hat der Motor wahrscheinlich sehr viel Öl verloren und es steht ein Motorausfall bevor. Sofort die Leistung auf Leerlauf reduzieren und ein geeignetes Landefeld suchen.

• WARNUNG •

Längere Verwendung der hohen Leistungseinstellung nach Verlust des Öldrucks führt zu mechanischen Schäden des Motors und einem möglicherweise katastrophischen vollständigen Ausfall des Motors.

• Hinweis •

Volle Leistung nach Verlust des Öldrucks sollte nur nahe am Boden und nur für die zum Erreichen einer sicheren Landehöhe oder zur Bestätigung des Öldruckverlusts notwendige Zeit verwendet werden.

Wenn bei Öldruckverlust die Öltemperatur normal ist, ist eventuell der Öldruckgeber, der Anzeiger oder das Überdruckventil defekt. In jedem Fall sollte so bald wie möglich gelandet und die Ursache festgestellt werden.

1. Leistungshebel..... NUR ERFORD. MINIMUM
2. Sobald wie möglich landen.

Ausfall des Propellerreglers

Wenn die Drehzahl nicht auf die Hebelbewegung anspricht oder zu hoch ist, ist am wahrscheinlichsten der Regler oder ein Ölsystem defekt. Wenn die Bewegung des Leistungshebels schwergängig oder rau ist, kann das Gestänge des Leistungshebels ausgefallen sein. Die Checkliste für *Ausfall des Leistungshebelgestänges* durchführen.

Propellerdrehzahl erhöht sich nicht:

1. Öldruck..... PRÜFEN
2. Sobald wie möglich landen.

Propeller überdreht oder verlangsamt sich nicht:

1. LeistungshebelVERSTELLEN (um Drehzahl in Grenzen zu halten)

2. Fluggeschwindigkeit..... AUF 80 KIAS REDUZIEREN
3. Sobald wie möglich landen.

Beseitigung von Rauch und Dämpfen

Bei Rauch und/oder Dämpfen in der Kabine, die Motorinstrumente auf Anzeichen eines Ausfalls überprüfen. Im Fall eines Brennstofflecks kann die Betätigung von elektrischen Komponenten einen Brand verursachen. Wenn im Cockpit ein starker Brennstoffgeruch vorhanden ist, muss auf dem nächsten geeigneten Landeplatz gelandet werden. Ein *Forced-Landing*-Pattern fliegen und sobald eine sichere Landung gesichert ist, den Brandhahn schließen.

1. Heizung.....AUS
2. Lüftung..... OFFEN, GANZ KALT
3. Auf eine schnellstmögliche Landung vorbereiten.

Wenn der Luftstrom nicht ausreicht, um Rauch und Dämpfe aus der Kabine zu entfernen:

4. Kabinentüren ..... ENTRIEGELN

Motorbrand während des Flugs

Bei einem Brand während des Fluges kein erneutes Anlassen des Motors versuchen.

1. Gemisch..... ZU
2. Brennstoffpumpe .....AUS
3. Leistungshebel.....LEERLAUF
4. Brandhahn .....AUS
5. Zündschalter .....AUS
6. *Notlandungs*-Checkliste durchführen.

Flügelbrand während des Flugs

1. Pitot-Heizungsschalter.....AUS
2. Navigationslichtschalter .....AUS
3. Stroboskoplichtschalter.....AUS
4. Wenn möglich, einen Schiebeflug durchführen, um die Flammen vom Brennstofftank und von der Kabine fernzuhalten.

• Hinweis •

Der Brand kann eventuell durch den Luftstrom bei einem kurzen Sturzflug gelöscht werden Dabei darf jedoch nicht die V_{NE}Geschwindigkeit überschritten werden.

5. Sobald wie möglich landen.

Kabinenbrand während des Flugs

Wenn die Brandursache sichtbar und zugänglich ist, die Flammen mit dem Feuerlöscher löschen und so bald wie möglich landen. Durch Öffnen der Belüftung wird das Feuer zwar angeschürt, aber es ist eventuell notwendig, um den Rauch und das Löschmittel aus der Kabine zu entfernen, da die Besatzung durch Rauchinhalation das Bewusstsein verlieren könnte. Wenn die Brandquelle nicht offensichtlich, elektrisch, oder nicht zugänglich ist, wie folgt verfahren:

1. Hauptschalter (Bat-Alt).....AUS

• Hinweis •

Der Motor läuft weiter. Es steht jedoch kein elektrischer Strom zur Verfügung.

2. Heizung.....AUS
3. Lüftung ..... ZU
4. Feuerlöscher ..... AKTIVIERT

• WARNUNG •

Das in Feuerlöschgeräten verwendete Halongas kann toxische Wirkungen haben, vor allem in einem abgeschlossenen Raum. Nach Löschen des Brands muss die Kabinenlüftung geöffnet und die Tür entriegelt (falls notwendig) werden.

5. Nach Löschen des Brands Lüftung..... OFFEN, GANZ KALT
6. Avionikschalter.....AUS
7. Alle anderen Schalter.....AUS
8. Sobald wie möglich landen.

Wenn die Brandquelle/Dämpfe durch Ausschalten der Hauptschalter eliminiert wurde und Nacht, Wetter oder IFR-Bedingungen vorliegen:

• WARNUNG •

Wenn bei Tag und VFR-Bedingungen geflogen wird und der Brand durch Ausschalten der Hauptschalter eliminiert wurde, die Hauptschalter ausgeschaltet lassen. Nicht versuchen, die Brandquelle durch Prüfen jeder elektrischen Komponente zu finden.

9. Hauptschalter (Bat-Alt)..... EIN
10. Avionikschalter..... EIN
11. Die notwendigen Systeme eines nach dem anderen aktivieren. Zwischen den Aktivierungen jedes Systems einige Sekunden warten, damit das fehlerhafte System erkannt werden kann. Das fehlerhafte System ausgeschaltet lassen und sobald wie möglich landen. Nur die zum sicheren Landen notwendigen Geräte einschalten.

Unvorhergesehene Vereisung

Der Flug in bekannte Vereisungsbedingungen ist verboten. Wenn eine Vereisung jedoch unumgänglich ist:

1. Pitot-Heizung ..... EIN
2. Vereisungsbereich verlassen. Zurück fliegen oder Höhe ändern.
3. Kabinenheizung .....MAXIMUM
4. Windschutzscheiben-Defroster.....GANZ OFFEN
5. Alternative Induktionsluft..... EIN

Notabstieg

Der schnellste Abstieg für das Flugzeug ist ein Abstieg mit V_{NE}-Geschwindigkeit.

1. Leistungshebel.....LEERLAUF
2. Gemisch.....Je nach Bedarf

• Vorsicht •

Wenn signifikante Turbulenzen zu erwarten sind, nicht schneller als mit V_{NO} (165 KIAS) absteigen.

3. Fluggeschwindigkeit..... V_{NE} (200 KIAS)

Unvorhergesehener IMC-Betrieb

Nach Umschalten auf den IMC-Betrieb sollte ein Pilot, der nicht gut mit dem Instrumentenflug vertraut ist, den Autopilot einsetzen, um eine 180° Wendung durchzuführen und die schlechten Bedingungen zu verlassen. Sofortige Rückkehr wie folgt einleiten:

1. Flugzeugkontrolle.....Geraden, horizontalen Flug etablieren
2. Autopilot ..... Aktivieren, um Heading und Höhe aufrechtzuerhalten
3. Heading..... Rücksetzen, um 180° Wendung einzuleiten

Unvorhergesehener Spiralsturz während IMC-Flug

1. Leistungshebel..... LEERLAUF
2. Zum Stoppen des Spiralsturz das Quer- und Höhenruder koordiniert einsetzen, gleichzeitig den Attitude-Anzeiger beobachten und mit dem Wendezeiger die Flügel in die horizontale Lage bringen.
3. Vorsichtig Höhenruder-Gegendruck anlegen, um eine horizontale Fluglage zu erreichen.
4. Auf Horizontallage trimmen.
5. Leistung je nach Bedarf einstellen.
6. Den Autopilot verwenden, wenn dieser funktionsfähig ist. Andernfalls die Hände vom Steuerungsruder fernhalten und zur Erhaltung eines konstanten Headings das Ruder verwenden.
7. Die IMC-Bedingungen so schnell wie möglich verlassen.

Offene Tür während des Flugs

Die Türen des SR20 bleiben während des Fluges 1 - 3 Zoll geöffnet, wenn sie nicht verriegelt sind. Wenn dieser Zustand beim Rollen während des Starts entdeckt wird, den Start wenn möglich abbrechen. Bei Entdeckung nach dem Abheben:

1. Fluggeschwindigkeit..... AUF 80 - 90 KIAS REDUZIEREN
2. Sobald wie möglich landen.

Trudeln

Das SR20 ist nicht für Trudeln zugelassen und wurde nicht für das Abfangen von Trudelbewegungen geprüft oder zertifiziert. Die einzige zugelassene und geprüfte Methode zum Abfangen eines Trudelflugs ist die Aktivierung des Cirrus Airframe Parachute Systems (Siehe *CAPS-Aktivierung* in diesem Abschnitt). Deshalb muss bei einer Abweichung vom kontrollierten Flug das CAPS aktiviert werden.

Obwohl ein versehentlich eingeleitetes Trudeln aufgrund der Stall-Eigenschaften des SR20 äußerst unwahrscheinlich ist, ist es doch möglich. Durch richtiges Verhalten kann ein Trudeln vermieden werden: koordinierte Verwendung der Steuerelemente beim Wenden, richtige Fluggeschwindigkeitsregelung gemäß den Empfehlungen in diesem Handbuch und keine abrupte Steuerbewegungen kurz vor einem Überziehen (siehe *Überziehungen* in Abschnitt 4).

Wenn die Steuerelemente beim Überziehen falsch eingesetzt oder unsachgemäße Beschleunigungen durch Höhenruder, Ruder und/oder Querruder vorgenommen werden, kann eine Tragfläche abrupt abgesenkt und ein Spiralsturz oder Trudeln verursacht werden. In manchen Fällen ist es schwierig zu erkennen, ob das Flugzeug einen Spiralsturz oder Trudelflug beginnt.

• WARNUNG •

In allen Fällen, in denen das Flugzeug eine ungewöhnliche Fluglage einnimmt, die vor dem Aufprall auf dem Boden wahrscheinlich nicht abgefangen werden kann, muss ***sofort*** das CAPS aktiviert werden.

Der geprüfte Mindesthöhenverlust für die CAPS-Aktivierung aus einem Spin ist 920 Fuß. Bei einer Aktivierung in größeren Höhen ist die Sicherheitsgrenze für die Fallschirmabfangung wesentlich besser. Verschwenden Sie keine Zeit und Höhe zum Abfangen aus der Spirale/Spin, sondern aktivieren Sie sofort das CAPS.

Beginn eines unbeabsichtigen Trudelns

1. CAPS ..... Aktivieren

CAPS-Aktivierung

Das Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) sollte in einem lebensgefährlichen Notfall aktiviert werden, wenn die CAPS-Aktivierung sicherer als die Fortsetzung des Flugs mit Notlandung erscheint.

• WARNUNG •

Bei der CAPS-Aktivierung geht die Zelle verloren und je nach den externen Faktoren, wie hohe Aktivierungsgeschwindigkeit, niedrige Höhe, raues Gelände oder starker Wind, besteht die Gefahr von Verletzungen oder Tod der Insassen. Aus diesem Grund sollte das CAPS nur dann aktiviert werden, wenn alle anderen Notfallmaßnahmen keinen Schutz für die Insassen bieten.

• Vorsicht •

Der zu erwartende Aufprall bei stabilisierter CAPS-Aktivierung gleicht einem Fall aus ungefähr 3 m Höhe.

• Hinweis •

Mehrere Szenarien, in denen eine Aktivierung des CAPS angebracht wäre, sind in Abschnitt 10 dieses Handbuchs unter den Sicherheitsinformationen beschrieben. Solche Fälle sind z. B.:

- Kollision in der Luft
- Struktureller Ausfall
- Verlust der Kontrolle
- Landung auf gefährlichem Gelände
- Funktionsunfähigkeit des Piloten

Alle Piloten sollten vor dem Betrieb des Flugzeugs sorgfältig die Informationen zur CAPS-Aktivierung in Abschnitt 10 lesen.

Nach dem Entschluss zur Aktivierung des CAPS sollten die folgende Maßnahmen getroffen werden:

1. Fluggeschwindigkeit..... ABSOLUTES MINIMUM

Die geprüfte Höchstgeschwindigkeit bei Fallschirmaktivierung ist 135 KIAS. Durch die Reduzierung der Fluggeschwindigkeit wird eine minimale Belastung des Fallschirms versichert und eine strukturelle Überbelastung mit möglichem Fallschirmausfall vermieden.

2. Gemisch (wenn Zeit und Höhe es zulassen) ..... ZU

   Generell ist das Flugzeug in solchen Notsituationen sicherer für die Insassen, wenn der Motor nicht läuft.

3. Abdeckung des Aktivierungsgriffes..... ENTFERNEN

   Am vorderen Rand der Abdeckung befindet sich ein Griff. Die Abdeckung an diesem Griff herausziehen, damit der Aktivierungsgriff (T-Griff) freigelegt wird.

4. Aktivierungsgriff (mit beiden Händen)..... GERADE NACH UNTEN ZIEHEN

   Den Aktivierungsgriff aus seinem Halter ziehen. Den Griff mit beiden Händen greifen und mit einer starken, konstanten und kontinuierlichen Bewegung gerade nach unten ziehen. Mit maximaler Kraft ziehen, bis die Rakete aktiviert wird. Eventuell ist eine Zugkraft bis zu 20 kg (45 lb) oder mehr notwendig Ein Verbiegen der Griffgehäusehalterung ist zu erwarten.

• WARNUNG •

Durch ruckartiges oder rapides Ziehen des Aktivierungsgriffes erhöht sich die zum Aktivieren der Rakete notwendige Zugkraft. Zur erfolgreichen Aktivierung ist ein festes und konstantes Herunterziehen des Griffes notwendig.

Nach der Aktivierung

5. Gemisch.....CHECK, ZU
6. Brandhahn .....AUS

   Durch Absperren der Brennstoffversorgung zum Motor wird die Brandgefahr beim Aufprall oder Touchdown reduziert.

7. Hauptschalter (Bat-Alt).....AUS
8. Zündschalter .....AUS

(Fortsetzung auf der nächsten Seite)

9. Brennstoffpumpe.....AUS
10. ELT.....EIN
11. Sitzgurte und Haltegurtzeug .....STRAFF FESTZIEHEN

    Alle Insassen müssen die Sitzgurte und das Haltegurtzeug anlegen und sicher befestigen.

12. Lose Gegenstände.....SICHERN

    Wenn es die Zeit zulässt, sollten alle losen Gegenstände verstaut werden, um ein Herumfliegen dieser in der Kabine beim Touchdown zu vermeiden.

13. Die richtige Körperhaltung für Notlandungen einnehmen.

    Die richtige Körperhaltung für Notlandungen ist: Arme über der Brust kreuzen, Schultergurt fest greifen und Oberkörper aufrecht halten.

14. Sobald das Flugzeug zum Stillstand gekommen ist, schnell evakuieren und windaufwärts laufen.

    Dies ist wichtig, da das Flugzeug nach der Evakuierung der Insassen leichter wird und eventuell vom Wind bewegt werden kann. Es ist möglich, dass sich die Türen aufgrund des Aufpralls nicht öffnen lassen. Wenn sich die Türen nicht öffnen lassen, müssen die Fenster mit dem Notfallhammer gebrochen werden. Dieser Hammer befindet sich in der Konsole zwischen den Vordersitzen. Dann durch die Öffnung im Fenster klettern.

Landungsnotfälle

Notlandung (Motorausfall)

Wenn alle Neustartversuche des Motors fehlschlagen und eine Notlandung bevorsteht, ein geeignetes Feld aussuchen und auf die Landung vorbereiten.

Ein geeignetes Feld sollte so früh wie möglich ausgesucht werden, damit so viel Zeit wie möglich zum Planen und Durchführen der Notlandung bleibt. Bei Notlandungen auf unbefestigtem Boden sollten wenn möglich die Klappen ganz ausgefahren werden. Auf dem Hauptfahrwerk aufsetzen und das Bugrad so lange wie möglich in der Luft halten.

Wenn Motorleistung verfügbar ist, sollte vor dem Landeversuch das Gelände auf niedriger aber sicherer Höhe überflogen werden, um eventuelle Hindernisse und die Beschaffenheit des Bodens zu erkennen.

• Hinweis •

Voll ausgefahrene Klappen (100%) reduzieren die Gleitflugdistanz. Die Klappen sollten erst dann ganz ausgefahren werden, wenn die Landung gesichert ist.

Bei Wasserung sollte ein Abfangen (Flare-Manöver) vermieden werden, da die Höhe über dem Wasser nur schwer zu schätzen ist.

1. Beste Gleitfluggeschwindigkeit ..... ETABLIEREN
2. Funk .....Senden (121,5 MHz) MAYDAY mit Angabe der Position und der Absicht
3. Transponder ..... SQUAWK 7700
4. Außerhalb eines Flughafens, ELT .....AKTIVIEREN
5. Leistungshebel.....LEERLAUF
6. Gemisch..... ZU
7. Brandhahn .....AUS
8. Zündschalter .....AUS

(Fortsetzung auf der nächsten Seite)

9. Brennstoffpumpe.....AUS
10. Klappen (nach Sicherung der Landung) 100%
11. Hauptschalter.....AUS
12. Sitzgurte.....STRAFF ZIEHEN

Landung ohne Höhenrudersteuerung

Die Pitch-Trimmfederpatrone ist direkt am Höhenruder befestigt und dient als Reserve, wenn die primäre Höhenrudersteuerung ausfällt. Die Höhenrudertrimmung für einen Landeanflug von 80 KIAS einstellen. Danach die Trimmeinstellung bis zum Flare-Manöver nicht mehr verändern. Während des Abfangens kann das erzeugte Abwärtsmoment am Bug dazuführen, dass das Flugzeug auf dem Bugrad aufschlägt. Um dies zu vermeiden, den Trimmknopf während der Landebremsung in die höchste Bugposition stellen und die Leistung für eine möglichst sanfte Landung einstellen. Beim Aufsetzen den Leistungshebel in den Leerlauf stellen.

1. Klappen.....50%
2. Trimm .....80 KIAS
3. Leistung .....ENTSPRECHEND DEM GLEITFLUGWINKEL

Landung mit ausgefallenen Bremsen

Bei einer defekten Bremse

1. Auf der Seite der ausgefallenen Bremse auf der Landebahn landen.
2. Unter Verwendung des Ruders und der funktionsfähigen Bremse steuern.

Beide Bremsen ausgefallen

1. Den längsten, breitesten Runway mit dem meisten Kopfwind anfliegen.
1. Gegen den Wind landen.
2. Zum Vermeiden von Hindernissen das Ruder verwenden.

• Hinweis •

Die Wirksamkeit des Ruders verringert sich mit abnehmender Fluggeschwindigkeit.

3. Die Checkliste für *Notausschaltung des Motors am Boden* durchführen.

Landung mit plattem Reifen

Wenn beim Starten ein Reifen platt wird oder sich auftrennt und kein Abbruch des Starts möglich ist, so bald wie unter den Umständen möglich landen.

Hauptfahrwerk

1. Auf der Seite des unbeschädigten Reifens auf der Landebahn landen.
2. Unter Verwendung der Bremsen und des Ruders steuern.
3. Nicht Rollen. Das Flugzeug zum Stillstand bringen und den Motor normal abstellen.

Bugrad

1. In der Mitte der Landebahn landen.
2. Das Bugrad so lange wie möglich in der Luft halten.
3. Nicht Rollen. Das Flugzeug zum Stillstand bringen und den Motor normal abstellen.

Systemfehler

Lichtmaschinenausfall

Abnormale Amperemeteranzeige und Aufleuchten der LOW VOLTS-Warnlampe weist auf ein mögliches Problem in der elektrischen Stromversorgung hin. Die wahrscheinlichste Ursache eines Lichtmaschinenausfalls ist ein gerissener Keilriemen, defektes Kabel oder eine defekte Lichtmaschinensteuerung. Elektrische Fehler sind meistens an einer hohen Ladungs- oder Entladungsrate zu erkennen.

Amperemeter zeigt hohe Ladungsrate an

Nach Starten des Motors und hohem Stromverbrauch bei niedriger Drehzahl ist die Batterie schwach genug, um zu Beginn des Flugs mehr Ladung als normal aufzunehmen. Jedoch nach dreißig Minuten Reisegeschwindigkeit sollte das Amperemeter weniger als zwei Nadelbreiten Ladestrom anzeigen. Wenn die Laderate höher ist, kann sich die Batterie überhitzen und Elektrolyt verdampfen.

Außerdem können die elektronischen Komponenten der Elektrik durch Überspannung beschädigt werden. Normalerweise verursacht der Überspannungssensor der Lichtmaschinensteuerung automatisch ein Öffnen des Stromkreisunterbrecher und Abschalten der Lichtmaschine, wenn die Spannung ca. 31,8 Volt erreicht. Sollte der Überspannungssensor ausfallen, führen Sie die folgenden Checkliste durch:

1. Alt-Hauptschalter ..... AUS
2. Lichtmaschinen-Stromkreisunterbrecher ..... HERAUS ZIEHEN
3. Nicht notwendige elektrische Geräte ..... AUS
4. Sobald wie möglich landen.

Amperemeter zeigt Entladung an

Wenn der Überspannungssensor die Lichtmaschine ausschaltet, oder wenn die Lichtmaschinenleistung schwach ist, zeigt das Amperemeter eine Entladungsrate an und die LOW VOLTS-Warnlampe leuchtet. Möglicherweise handelt es sich um eine Fehlauslösung. In diesem Fall sollte unter Verwendung der ersten vier Schritte der unten aufgeführten Checkliste versucht werden, die Lichtmaschine neu zu aktivieren. Wenn das Problem damit behoben ist, wird die normale Lichtmaschinenladung wieder aufgenommen, die LOW VOLTS-Lampe erlischt und die Avionik kann wieder eingeschaltet werden. Wenn die Lampe jedoch erneut aufleuchtet, liegt ein Fehler vor und das Verfahren muss vollständig durchgeführt werden. Die Batterieladung muss für den späteren Betrieb der Klappen, Lichter und anderer notwendiger Geräte gespart werden.

• Hinweis •

Eine Entladungsanzeige des Amperemeters und Aufleuchten der LOW VOLTS-Warnlampe kann auch bei niedriger Drehzahl mit hoher elektrischer Last (z. B. beim Rollen) auftreten. Unter diesen Umständen muss der Hauptschalter aus- und wieder eingeschaltet werden, da keine Überspannung vorliegt und die Lichtmaschine nicht deaktiviert wurde. Die LOW VOLTS-Lampe sollte bei höherer Drehzahl erlöschen.

1. Avionikschalter .....AUS
2. Lichtmaschinen-Stromkreisunterbrecher ..... CHECK INNEN
3. Hauptschalter (Alt) .....AUS- UND WIEDER EINSCHALTEN
4. Avionikschalter ..... EIN

Wenn das Amperemeter weiterhin eine Entladung anzeigt:

1. Alt-Hauptschalter .....AUS
2. Nicht notwendige elektrische Geräte .....AUS
3. Wenn ein kompletter Stromausfall vermutet wird, WendekoordinatorleistungEMER
4. Sobald wie möglich landen.

Kommunikationsausfall

Kommunikationsausfälle können aus verschiedenen Gründen eintreten. Wenn die Kommunikation nach Durchführen des Checklisten-Verfahrens nicht wieder hergestellt werden kann, muss das FAR/AIM-Verfahren für Kommunikationsverlust durchgeführt werden.

• Hinweis •

Im Fall eines Stromausfalls am Audio-Panel, verbindet das Audio-Panel COM1 mit dem Headset und den Lautsprechern des Piloten. Auch durch Ausschalten des Audio-Panels wird COM 1 mit dem Headset und den Lautsprechern des Piloten verbunden.

1. Schalter, Regler ..... CHECK
2. Frequenz ..... ÄNDERN
3. Stromkreisunterbrecher ..... CHECK
4. Headset ..... WECHSELN
5. Handmikrofon ..... ANSCHLIESSEN

Ausfall des Leistungshebelgestänges

Wenn das Leistungshebelgestänge im Flug ausfällt, spricht der Motor nicht mehr auf die Bewegungen des Leistungshebels an. In diesem Fall muss die verfügbare Leistung zusammen mit den Klappen für eine sichere Landung des Flugzeugs eingesetzt werden.

Wenn der Leistungshebel an oder nahe der Vollgasposition festhängt, schnellstens einen geeigneten Landeplatz aussuchen. Das Notlandungsverfahren durchführen. Wenn eine Landung gesichert ist, den Motor durch SCHLIESSEN des Gemischreglers abstellen. Sollte wieder Leistung notwendig sein, den Gemischregler wieder auf maximale Anreicherung (RICH) stellen und eine sichere Lage oder Umgehung etablieren. Wenn die Fluggeschwindigkeit nicht geregelt werden kann, den Motor abstellen und das *Notlandungs*-Checklistenverfahren durchführen. Nach der Landung das Flugzeug zum Stillstand bringen und das Checklistenverfahren für die *Notausschaltung des Motors am Boden* durchführen.

Wenn der Leistungshebel an oder nahe der Leerlaufposition hängt und kein gerader horizontaler Flug aufrecht erhalten werden kann, eine geeignete Landefläche im Gleitflug ansteuern. Das Notlandungsverfahren durchführen.

1. Bewegung des Leistungshebels ..... PRÜFEN
2. Leistung ..... EINSTELLEN, wenn möglich
3. Klappen ..... EINSTELLEN, wenn notwendig
4. Gemisch ..... NACH BEDARF (angereicht bis Zu)
5. Sobald wie möglich landen.

Pitot/Statik-Fehler

Statikquelle blockiert

Wenn eine fehlerhafte Anzeige der Statikquelleninstrumente (Fuggeschwindigkeit, Höhenmesser und Variometer) vermutet wird, sollte das alternative Statikquellenventil (an der Konsolenseite nahe dem rechten Fuß des Piloten) geöffnet werden, um diese Instrumente mit dem Kabinenstatikdruck zu versorgen.

• Hinweis •

Wenn die alternative Statikquelle nicht funktioniert, kann im Notfall das Glas auf dem Variometer gebrochen werden, damit der Kabinenstatikdruck die Instrumente erreicht. Wird der Statikdruck durch das Variometer zugeführt, sind die UP-DOWN-Anzeigen des Variometers umgekehrt (d.h. die Nadel zeigt beim Abstieg UP und beim Steigen DOWN an).

Bei aktivierter alternativer Statikquelle muss die angezeigte Fluggeschwindigkeit während dem Steigen oder Anflug gemäß der Tabelle für die Fluggeschwindigkeitskalibrierung (Alternative Statikquelle) in Abschnitt 5 entsprechend der jeweiligen Lüftungs-/Heizungskonfiguration leicht justiert werden.

1. Pitot-Heizung ..... EIN
2. Alternative Statikquelle ..... OFFEN

Pitot-Rohr blockiert

Wenn nur der Fluggeschwindigkeitsanzeiger fehlerhaft anzeigt und eine Vereisung vorliegt, ist das Pitot-Rohr wahrscheinlich durch Eis blockiert. Dieses Problem kann durch Einschalten der Pitot-Heizung nicht behoben werden. Es muss in wärmere Luft geflogen werden. Wenn mit blockiertem Pitot-Rohr gelandet werden muss, sind bekannte Pitch- und Leistungseinstellungen zu verwenden und der GPS-Bodengeschwindigkeitsanzeiger sowie Bodenwinde zu berücksichtigen.

1. Pitot-Heizung ..... EIN

Vakuumsystemausfall

Ein Ausfall der motorbetriebenen Vakuumpumpe wird durch Aufleuchten der roten VACUUM-Warnlampe angezeigt. Wenn die motorbetriebene Vakuumpumpe ausfällt, wird automatisch die elektrische Reservevakuumpumpe aktiviert und die gelbe AUX VAC-Lampe leuchtet auf. Diese Lampe zeigt, dass die elektrische Pumpe funktioniert und den Unterdruck für den Instrumentenbetrieb liefert.

In dem Fall, dass beide Vakuumpumpen im Flug ausfallen, sind Attitude-Gyro, Richtungs-Gyro (wenn installiert) oder das optionale vakuumbetriebene HSI (wenn installiert) funktionsunfähig. Das optionale elektrisch betriebene HSI (wenn installiert) ist von einem Vakuumausfall nicht betroffen. Das verbleibende gyroskopische Instrument ist der elektrische Wendezeiger. Der Autopilot verwendet den Wendezeiger für Attitude-Informationen beim Rollen.

1. Eventuell kann die Autopilot-Rollachse verwendet werden, um die Last zu reduzieren. Wenn verfügbar, den Stabilizermodus (ST) aktivieren. Wenn das optionale elektrische HSI installiert ist, den HDG-Modus zur Aufrechterhaltung der Flügellage verwenden. Den HDG Bug auf das aktuelle Heading einstellen, bevor der Autopilot aktiviert wird.

   • WARNUNG •

   Der HDG-Modus darf nicht verwendet werden, wenn das Flugzeug mit einem vakuumbetriebenen Richtungs-Gyro oder vakuumbetriebenen HSI ausgestattet ist.

2. Beim Instrumentenflug sollte man sich auf „Partial-Panel“-Methoden verlassen. Funktionsunfähige Instrumente sollten wenn möglich abgedeckt werden.
3. Dann sollte so schnell wie möglich versucht werden, Sichtbedingungen wieder zu erlangen.

Elektrische Trimmung/Autopilot-Ausfall

Ein Ausfall oder Fehler der elektrischen Trimm- oder Autopilot-Funktion kann durch Verwendung des Steuerungsruders übersteuert werden. Sollte die Runway-Trimmung ausfallen, den Schaltkreis durch Herausziehen des Leistungsschalters stromlos machen (PITCH TRIM, ROLL TRIM oder AUTOPILOT) und sobald wie unter den Umständen möglich landen.

1. Flugzeugkontrolle..... MANUELL AUFRECHTERHALTEN
2. Autopilot (wenn aktiviert)..... Deaktivieren

Wenn das Problem damit nicht behoben ist:

3. Stromkreisunterbrecher ..... HERAUSZIEHEN, wenn notwendig
   - PITCH TRIM
   - ROLL TRIM
   - AUTOPILOT
4. Leistungshebel..... JE NACH BEDARF
5. Steuerungsruder ..... VON HAND DRUCK AUFRECHTERHALTEN
6. Sobald wie möglich landen.

Leerseite

Abschnitt 4
Normale Betriebsverfahren

Inhaltsverzeichnis

Einführung 4-3
Fluggeschwindigkeiten bei normalem Betrieb 4-4
Normale Betriebsverfahren 4-5
Inspektion vor dem Flug 4-5
Rundgang vor dem Flug 4-6
Vor Anlassen des Motors 4-9
Anlassen des Motors 4-10
Vor dem Rollen 4-12
Rollen 4-12
Vor dem Start 4-12
Start 4-14
Normaler Start 4-15
Kurzstart 4-16
Steigflug 4-16
Reiseflug 4-17
Reiseflug-Abmagerung 4-18
Abstieg 4-18
Vor der Landung 4-18
Landung 4-19
Durchstarten/Umgehung 4-20
Nach der Landung 4-20
Abschaltverfahren 4-20
Überziehungen 4-21
Umwelterwägungen 4-22
Betrieb bei tiefen Temperaturen 4-22
Betrieb bei hohen Temperaturen 4-24
Geräuschmerkmale/Abhilfe 4-25
Brennstoffverbrauch 4-26

Leerseite

Einführung

In diesem Abschnitt werden die normalen Betriebsverfahren beschrieben. Die normalen Betriebsverfahren für Sonderausstattungen sind in Abschnitt 9 beschrieben.

Fluggeschwindigkeiten bei normalem Betrieb

Wenn nicht anderweitig angegeben, basieren die folgenden Geschwindigkeiten auf einem Höchstgewicht von 3000 lb. und gelten somit auch bei niedrigerem Gewicht. Zur Erzielung der in Abschnitt 5 für den Startweg vorgegebenen Leistung muss jedoch die für das jeweilige Gewicht angemessene Geschwindigkeit verwendet werden.

Startrotation:

- Normal, Klappen 50% ..... 67 KIAS
- Kurzstart, Klappen 50%.....65 KIAS
- Überfliegen von Hindernissen 50% .....75 KIAS

Steigflug, Klappen hoch:

- Normal, SL .....105 KIAS
- Normal, 10.000’ .....95 KIAS
- Beste Steigrate, SL.....96 KIAS
- Beste Steigrate, 10.000’ .....91 KIAS
- Bester Steigwinkel, SL.....81 KIAS
- Bester Steigwinkel, 10,000’ .....85 KIAS

Landeanflug:

- Normaler Anflug, Klappen oben .....85 KIAS
- Normaler Anflug, Klappen 50% ..... 80 KIAS
- Normaler Anflug, Klappen 100% ..... 75 KIAS
- Kurzlandung, Klappen 100% .....75 KIAS

Umgehung, Klappen 50%:

- Volle Leistung .....75 KIAS

Empfohlene maximale Turbulenzpenetration:

- 3000 lb.....131 KIAS
- 2600 lb.....122 KIAS
- 2200 lb.....111 KIAS

Maximale geprüfte Seitenwindgeschwindigkeit:

- Start oder Landung..... 21 Knoten

Normale Betriebsverfahren

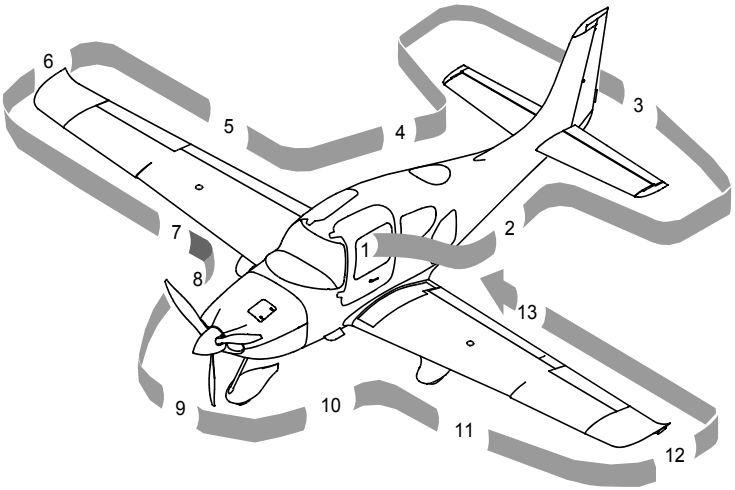
Inspektion vor dem Flug

Vor Durchführung der Inspektionen vor dem Flug muss sichergestellt werden, dass alle notwendigen Wartungsarbeiten erledigt wurden. Überprüfen Sie Ihren Flugplan und berechnen Sie Gewicht und Schwerpunkt.

• Hinweis •

Beim Rundgang ist folgendes zu prüfen: fester Sitz aller Scharniere, Scharnierbolzen und Schrauben; Beplankung auf Beschädigungen Zustand und Anzeichen einer Delaminierung; alle Steuerflächen auf richtige Bewegung und Spiel; Bereich um Tanks und Leitungen auf Anzeichen von Leckstellen.

Bei kaltem Wetter, Frost, Eise oder Schnee von Rumpf, Tragflächen, Seitenflossen und Steuerflächen entfernen. Sicherstellen, dass die Steuerflächen nicht intern vereist oder verschmutzt sind. Prüfen ob die Radverkleidungen frei von Schnee- und Eisansammlungen sind. Prüfen, ob sich die Pitotsonde innerhalb von 30 Sekunden nach Einschalten der Pitot-Heizung erwärmt.



SR2_FM04_1454

Abbildung 4-1
Rundgang

Rundgang vor dem Flug

1. Kabine
   a. Erforderliche Dokumente ..... An Board
   b. Avionikschalter ..... AUS
   c. Bat-Hauptschalter ..... EIN
   d. Avionikkühlungslüfter ..... Hörbar
   e. Voltmeter ..... 23 - 25 Volt
   f. Lampe für Klappenposition ..... AUS
   g. Brennstoffstand ..... Prüfen
   h. Brandhahn ..... Vollsten Tank wählen
   i. Klappen ..... 100%, Licht EIN
   j. Ölmelder ..... Ein
   k. Lichter ..... Funktion prüfen
   l. Hauptschalter (Bat-Alt) ..... AUS
   m. Alternative Statikquelle ..... NORMAL
   n. Leistungsschalter ..... INNEN
   o. Feuerlöschgeräte ..... Gefüllt und griffbereit
   p. Notausgangshammer ..... Vorhanden
   q. CAPS-Griff ..... Stift herausgezogen
2. Linker Rumpf
   a. COM 1 Antenne (oben) ..... Zustand und Befestigung prüfen
   b. Flügel/Rumpf-Übergang ..... Prüfen
   c. COM 1 Antenne (Unterseite) . Zustand und Befestigung prüfen
   d. Gepäckraumtür ..... Geschlossen und gesichert
   e. Statikknopf ..... Auf Blockierungen überprüfen
   f. Fallschirmabdeckung ..... Versiegelt und gesichert
3. Leitwerk
   a. Verankerung ..... Entfernen
   b. Höhen- und Seitenflossen ..... Zustand

c. Höhenruder und Trimmklappe ..... Zustand und Bewegung

d. Ruder.....Bewegungsfreiheit

e. Trimmruder .....Zustand und sichere Befestigung

f. Befestigung der Scharniere, Bolzen und Splinte .....Sichern

4. Rechter Rumpf

   a. Statikknopf.....Auf Blockierungen überprüfen

   b. Flügel/Rumpf-Übergang .....Prüfen

5. Rechte Flügelendleiste

   a. Klappen und Reibleisten (wenn installiert) ..... Zustand und sichere Befestigung

   b. Querruder und Trimmklappe..... Zustand und Bewegung

   c. Scharniere, Betätigungsarm, Bolzen und Splinte.....Sichern

6. Rechte Flügelspitze

   a. Spitze ..... Befestigung

   b. Stroboskop, Nav.-Licht und Linse .... Zustand und sicherer Sitz

   c. Brennstoffentlüftung (Unterseite).....frei von Blockierungen

7. Rechter Flügel vorne und Hauptfahrwerk

   a. Nasenleiste und Stall-Strips ..... Zustand

   b. Tankdeckel..... Brennstoffstand und sicheren Sitz prüfen

   c. Überziehwarnsystem.....Testen

• Hinweis •

Bei eingeschalteter Batterie am Einlass des Überziehwarnsystems Unterdruck anlegen und auf das Ertönen des Warnsignals achten.

   d. Brennstoffablässe (2 Unterseite) ..... Ablassen und Stichprobe prüfen

   e. Radverkleidungen .....sicherer Sitz, Schmutzansammlungen

   f. Reifen ..... Zustand, Druck und Verschleiß

   g. Rad und Bremsen ..... Lecks, Zustand, sichere Befestigung

   h. Bremsklötze und Verankerungsseile ..... Entfernen

i. Kabinenlüftung..... Unbehindert

8. Bug, rechte Seite
   a. Motorhaube ..... Sicher befestigt
   b. Abgasrohr ..... Zustand, sichere Befestigung und Freiraum
   c. Transponder-Antenne (Unterseite) ... Zustand und Befestigung prüfen
   d. Gascolator (Unterseite) .....3 Sekunden lang ablassen und Stichprobe prüfen
9. Bugrad, Propeller und Spinner

• WARNUNG •

Abstand zum Rotationskreis des Propellers halten. Anderen Personen von der Nähe des Propellers fernhalten.

   a. Zugstange.....Entfernen und verstauen
   b. Federbein.....Zustand
   c. Radverkleidungen.....sicherer Sitz, Schmutzansammlungen
   d. Reifen .....Zustand, Druck und Verschleiß
   e. Propeller .....Zustand (Beulen, Kerben usw.)
   f. Spinner ..... Zustand, fester Sitz und Öllecks
   g. Lufteinlässe ..... Unbehindert
   h. Lichtmaschinen-Keilriemen.....Zustand und Spannung
10. Bug, linke Seite
   a. Landelicht .....Zustand
   b. Motoröl... 6 - 8 Liter prüfen, Leckstellen, fester Sitz von Deckel und Tür
   c. Motorhaube ..... Sicher befestigt
   d. Externe Stromversorgung..... Tür fest verschlossen
   e. Abgasrohr ..... Zustand, sichere Befestigung und Freiraum
11. Linkes Hauptfahrwerk und Flügel vorne
   a. Radverkleidungen.....sicherer Sitz, Schmutzansammlungen
   b. Reifen .....Zustand, Druck und Verschleiß

c. Rad und Bremsen ..... Lecks, Zustand, sichere Befestigung

d. Bremsklötze und Verankerungsseile ..... Entfernen

e. Brennstoffablässe (2 Unterseite) ..... Ablassen und Stichprobe prüfen

f. Kabinenlüftung ..... Unbehindert

g. Tankdeckel..... Brennstoffstand und sicheren Sitz prüfen

h. Nasenleiste und Stall-Strips ..... Zustand

12. Linke Flügelspitze

a. Brennstoffentlüftung (Unterseite).....frei von Blockierungen

b. Pitot-Mast (Unterseite) ..... Abdeckung entfernt, Rohr frei

c. Stroboskop, Nav.-Licht und Linse .... Zustand und sicherer Sitz

d. Spitze ..... Befestigung

13. Linke Flügelendleiste

a. Klappen und Reibleisten (wenn installiert) ..... Zustand und sichere Befestigung

b. Querruder .....Bewegungsfreiheit

c. Scharniere, Betätigungsarm, Bolzen und Splinte.....Sichern

Vor Anlassen des Motors

1. Inspektion vor dem Flug.....DURCHGEFÜHRT
2. Notfallausrüstung ..... AN BOARD
3. Passagiere .....EINGEWIESEN

• Vorsicht •

Crew-Sitze müssen vor dem Flug verriegelt und die Griffe ganz nach unten gestellt sein.

• Hinweis •

Alle Passagiere müssen über das Rauchverbot, die Verwendung der Sitzgurte, Türen, Ausgänge/ Notausgangshammer und CAPS eingewiesen worden sein. Prüfen, ob der CAPS-Sicherungsstift entfernt wurde.

4. Sitze, Sitzgurte und Haltegurtzeug .. EINSTELLEN UND STRAFF ZIEHEN

Anlassen des Motors

Bei warmem Motor ist kein Voreinspritzung notwendig. Beim ersten Start des Tages und bei tiefen Temperaturen wird Voreinspritzung zum Anlassen benötigt.

• WARNUNG •

Wenn das Flugzeug mit externer Stromversorgung gestartet darauf achten, dass Personen und Versorgungskabel vom Propeller ferngehalten werden. *Siehe Abschnitt 8 - Handling am Boden, Instandhaltung und Wartung* für spezielle Verfahren und Vorsichtsmaßnahmen bei Verwendung einer externen Stromversorgung.

• Vorsicht •

Die Lichtmaschinen müssen wäehrend dem Anlassen des Triebwerks abgeschaltet sein, um hohe elektrische Lasten sowie ein Öffnen der LichtmaschinenSicherung zu vermeiden.

1. Externe Stromversorgung (wenn zutreffend) ..... ANSCHLIESSEN
2. Bremsen ..... HALTEN
3. Bat-Hauptschalter ..... EIN (Spannung prüfen)
4. Stroboskoplampen ..... EIN
5. Vakuumsystem ..... PRÜFEN
   a. VACUUM-Anzeiger ..... EIN
   b. AUX Vac-Anzeiger ..... EIN (Pumpe grün)
   c. Sauganzeige ..... GRÜNER BOGEN
   d. Attitude-Gyro-Marke ..... AUSSER SICHT
6. Gemisch ..... REICH
7. Leistungshebel ..... GANZ VORNE
8. Brennstoffpumpe ..... PRIME, dann BOOST

• Hinweis •

Seriennummern 1005 - 1228 vor SB 20-73-02: Beim ersten Starte des Tages, vor allem bei kaltem Wetter, kann der Start erleichtert werden, wenn der Brennstoffpumpenschalter 2 - 4 Sekunden lang auf PRIME gehalten wird.

Seriennummern 1005 - 1228 nach SB 20-73-02: Beim ersten Starte des Tages, vor allem bei kaltem Wetter, kann der Start erleichtert werden, wenn der Brennstoffpumpenschalter 2 Sekunden lang auf PRIME gehalten wird.

Die Brennstoffpumpe sollte während des Starts und Steigflugs eingeschaltet bleiben, um die Entwicklung von Dämpfen zu unterdrücken (vor allem bei hohen Außentemperaturen oder langem Leerlauf).

9. Propellerbereich.....FREI
10. Leistungshebel .....OFFEN ¼ ZOLL

• Vorsicht •

Den Anlasser jeweils nur 20 Sekunden lang betätigen und vor der nächsten Betätigung 20 Sekunden abkühlen lassen. Dadurch wird die Lebenszeit von Batterie und Schütz verlängert.

11. Zündschalter ..... START (Nach Anspringen des Motors loslassen)
12. Leistungshebel..... ZURÜCK STELLEN (zur Aufrechterhaltung von 1000 U/min)
13. Öldruck..... PRÜFEN
14. Vakuumsystemanzeiger.....AUS
15. Avionikschalter..... EIN
16. Motorparameter ..... ÜBERWACHEN
17. Externe Stromversorgung (wenn zutreffend) ..... ANSCHLIESSEN
18. Amperemeter ..... PRÜFEN
19. Alt-Hauptschalter ..... EIN

Schwache kurzzeitige Fehlzündungen gefolgt von schwarzem Rauch aus dem Auspuff weisen auf zu langes Priming oder Überflutung hin. Überschüssiger Brennstoff kann wie folgt aus den Brennkammern entfernt werden:

- Stellen Sie die Kraftstoffpumpe ab.
- Brennstoff aus den Ansaugrohren ablaufen lassen.
- Gemischregler auf Mager stellen und den Leistungshebel ganz öffnen.

- Den Motor über den Anlasser mehrmals drehen.
- Sobald der Motor anspringt den Zündschalter loslassen, Leistungshebel zurückstellen und den Gemischregler langsam auf FULL RICH stellen.

Bei unzureichender Voreinspritzung des Motors, vor allem bei kaltem Motor, ist zusätzliches Voreinspritzung erforderlich. Sobald die Zylinder zünden, den Leistungshebel etwas vorschieben, damit der Motor nicht abstirbt.

Wenn die Öldruckanzeige nicht innerhalb von 30 Sekunden (bei warmem Wetter) oder 60 Sekunden (bei kaltem Wetter) nach dem Anspringen Druck anzeigt, den Motor abstellen und die Ursache ausfindig machen. Bei mangelndem Öldruck ist die Schmierung unzureichend, wodurch schwere Motorschäden entstehen können.

• Hinweis •

Siehe Betrieb bei tiefen Temperaturen in diesem Abschnitt für Anweisungen zum Kaltwetterbetrieb.

Vor dem Rollen

1. Bremsen..... PRÜFEN
2. Klappen.....EINGEFAHREN (0%)
3. Funk/Avionik..... JE NACH BEDARF
4. Kabinenheizung/Entfroster..... JE NACH BEDARF

Rollen

Beim Rollen mit dem Ruder und durch Differentialbremsung die Richtung steuern. Bei Seitenwind ist eventuell auch bei langsamer Rollgeschwindigkeit etwas mehr Bremskraft erforderlich. Beim Rollen auf Kies sollte eine niedrige Drehzahl verwendet werden, um eine Beschädigung der Propellerspitzen zu vermeiden.

• Vorsicht •

Rollen sie nur mit der Leistung, welche für normales Rollen benötigt wird. Übermässiges Bremsen kann ein Überhitzen oder Beschädigung der Bremsen verursachen. Beschädigung der Bremsen durch Überhitzen kann

mangelhafte Bremswirkung oder den kompletten Ausfall der Bremsanlage zur Folge haben.

1. Richtungs-Gyro/HSI-Orientierung ..... PRÜFEN
2. Attitude-Gyro ..... PRÜFEN
3. Wendezeiger ..... PRÜFEN

Vor dem Start

Bei kaltem Wetter sollte der Motor vor dem Starten ausreichend warmlaufen. In den meisten Fällen ist der Motor warm genug, wenn die Öltemperatur mindestens 100° F (38° C) erreicht. Bei warmem oder heißen Wetter sollten entsprechende Vorsichtsmaßnahmen getroffen werden, um bei längerem Motorbetrieb am Boden eine Überhitzung zu vermeiden. Bei langem Leerlauf können auch die Zündkerzen verschmutzen.

• Hinweis •

Der Motor ist mit einer höhenausgleichenden Brennstoffpumpe ausgestattet, die automatisch die richtige Anreicherung des Gemischs liefert. Deshalb sollte die Gemischeinstellung zum Starten auf FULL RICH eingestellt bleiben, auch wenn die Startbahn sehr hoch liegt.

1. CAPS Hebel ..... Sicherstellen das der Sicherungsstift entfernt ist
2. Sitzgurte und Schultergurte ..... STRAFF ZIEHEN
3. Türen ..... VERRIEGELT
4. Bremsen ..... HALTEN
5. Steuerorgane ..... FREI und KORREKT
6. Trimm ..... Auf Start EINSTELLEN
7. Autopilot ..... TRENNEN
8. Klappen ..... auf 50% AUSFAHREN UND PRÜFEN
9. Flug- und Motorinstrumente ..... PRÜFEN
10. Richtungs-Gyro, Höhenmesser ..... PRÜFEN und EINSTELLEN
11. Brennstoffstand ..... BESTÄTIGEN
12. Brandhahn ..... VOLLSTEN TANK WÄHLEN
13. Propeller ..... PRÜFEN
    a. Leistungshebel ..... Bis zur Einrastung ERHÖHEN
    b. Die Drehzahl steigt auf ungefähr 2000 U/min an und fällt nach Einrasten des Hebels um ca. 100 U/min ab.
    c. Leistungshebel ..... 1700 U/min
14. Vakuum ..... PRÜFEN

15. Lichtmaschine ..... PRÜFEN
    a. Landelicht ..... EIN (3-5 Sekunden)
    b. Amperemeter bleibt innerhalb einer Nadelbreite.
16. Magnetzünder ..... PRÜFEN Links und Rechts
    a. Zündschalter..... R, Drehzahl beachten und dann auf BOTH
    b. Zündschalter..... L, Drehzahl beachten und dann auf BOTH

• Hinweis •

Die Drehzahl darf bei keinem Magneten um mehr als 150 U/min abfallen. Die Drehzahldifferenz zwischen den Magneten darf 75 U/min nicht übersteigen. Bei Zweifeln über die Funktion des Zündsystems bestätigt meistens eine Drehzahlprüfung bei höherer Motordrehzahl, ob ein Fehler vorliegt.

Wenn kein Drehzahlabfall eintritt, ist entweder die Erdung auf einer Seite des Zündsystems fehlerhaft oder die Magnetzeiteinstellung zu kurz eingestellt.

17. Leistungshebel..... ZURÜCK STELLEN auf 1000 U/min
18. Transponder ..... ALT
19. Navigationsfunk/GPS..... für Start EINSTELLEN
20. Pitot-Heizung ..... JE NACH BEDARF

• Hinweis •

Die Pitot-Heizung sollte vor dem Flug in IMC oder vor dem Flug in sichtbare Feuchtigkeit und Außentemperaturen von 40° F (4° C) oder weniger eingeschaltet werden.

Start

Leistungsprüfung: Das Verhalten des Motors bei Vollgasbetrieb gleich zu Anfang der Startstrecke prüfen. Der Motor sollte sich ruhig mit ca. 2700 U/min drehen. Alle Motorinstrumente sollten im grünen Bereich anzeigen. Bei Anzeichen von rauem Lauf oder träger Drehzahlbeschleunigung sollte der Start abgebrochen werden. Vor einem erneuten Startversuch muss ein gründlicher statischer Hochlauf mit Vollgas erzielt werden.

Beim Start von unbefestigten Pisten den Leistungshebel langsam vorschieben. Somit kann das Flugzeug zu rollen beginnen, bevor eine hohe Drehzahl aufgebaut wird und der Kies wird dann hinter dem Propeller statt in den Propeller geschleudert.

Klappenstellungen: Die zugelassene Klappenstellung beim Start ist OBEN (0%) oder ausgefahren (50%). Bei normalen oder Kurzstarts werden die Klappen auf 50% gestellt. Bei Starts mit 50%-Klappenstellung ist der Rollweg kürzer und ein besserer Abstand über Hindernissen möglich als bei Starts ohne Klappen. Stellungen der Klappen über 50% sind nicht zulässig.

Starts von weichen oder unbefestigten Pisten werden mit 50% Klappenstellung durchgeführt, um das Flugzeug mit tiefer liegendem Heck so bald wie möglich abzuheben. Wenn keine Hindernisse vorhanden sind, sollte das Flugzeug sofort in die richtige Lage gebracht und auf eine höhere Steiggeschwindigkeit beschleunigt werden.

Starts in starken Seitenwind werden normalerweise mit der für die Bahn notwendige Mindestklappenstellung (0% oder 50%) durchgeführt, um den Driftwinkel gleich nach dem Abheben zu minimieren. Mit teilweise in den Wind ausgeschlagenen Querrudern das Flugzeug etwas höher als Normalgeschwindigkeit beschleunigen und abrupt Drücken, um ein erneutes Aufsetzen auf die Bahn während der Versetzung zu vermeiden. Nach dem Abheben eine koordinierte Wendung in den Wind durchführen, um für die Versetzung zu kompensieren.

• Hinweis •

Der Motor ist mit einer höhenausgleichenden Brennstoffpumpe ausgestattet, die automatisch die richtige Anreicherung des Gemischs liefert. Deshalb sollte die

Gemischeinstellung zum Starten auf FULL RICH eingestellt bleiben, auch wenn die Startbahn sehr hoch liegt.

Normaler Start

1. Leistungshebel ..... GANZ VORNE
2. Motorinstrumente ..... PRÜFEN
3. Bremsen ..... FREIGEBEN (NUR mit Ruder steuern)
4. Höhenrudersteuerung ..... Gleichmäßig ZIEHEN bei 65-70 KIAS
5. Bei 85 KIAS, Klappen ..... OBEN

Kurzstart

1. Klappen 50%
2. Bremsen ..... HALTEN
3. Leistungshebel ..... GANZ VORNE
4. Motorinstrumente ..... PRÜFEN
5. Bremsen ..... FREIGEBEN (NUR mit Ruder steuern)
6. Höhenrudersteuerung ..... Gleichmäßig ZIEHEN bei 65
7. Fluggeschwindigkeit bei Hindernis ..... 75 KIAS

Steigflug

Beim normalen Steigflug sind die Klappen OBEN (0%) und es wird volle Leistung bei Geschwindigkeiten von 5 bis 10 Knoten über den besten Rate-of-Climb-Geschwindigkeiten eingesetzt. Bei diesen höheren Geschwindigkeiten wird die beste Kombination von Leistung, Sicht und Motorkühlung erzielt.

Die maximalen besten Rate-of-Climb-Geschwindigkeiten sind der Rate-of-Climb-Tabelle in Abschnitt 5 zu entnehmen. Falls aufgrund eines Hindernisses ein steiler Steigwinkel notwendig ist, sollte die beste Angle-of-Climb-Geschwindigkeit verwendet werden. Steiggeschwindigkeiten unter der besten Rate-of-Climb-Geschwindigkeit sollten nur kurzzeitig eingesetzt werden, um Motorkühlungsprobleme zu vermeiden.

1. Steigleistung ..... EINSTELLEN
2. Gemisch ..... REICH

• Hinweis •

Der Motor ist mit einer höhenausgleichenden Brennstoffpumpe ausgestattet, die automatisch die richtige Anreicherung des Gemischs für den Steigflug liefert. Das Gemisch für den Steigflug sollte auf FULL RICH eingestellt bleiben.

3. Motorinstrumente ..... PRÜFEN
4. Brennstoffpumpe ..... AUS

• Hinweis •

Die Hilfspumpe (Fuel BOOST) sollte während des Starts und für den Steigflug je nach Bedarf zur Vermeidung von Dampfblasenbildung bei heißem oder warmem Brennstoff eingeschaltet bleiben.

Reiseflug

Der normale Reiseflug wird mit 55% bis 75% Leistung durchgeführt. Die Motorleistungseinstellung und der entsprechende Brennstoffverbrauch für verschiedene Höhen kann anhand der Reiseflugdaten in Abschnitt 5 ermittelt werden.

Die Auswahl der Reiseflughöhe wird auf Basis der günstigsten Windbedingungen und Verwendung niedriger Leistungseinstellungen getroffen. Dieses sind wichtige Faktoren, die bei jedem Flug berücksichtigt werden sollten, um Brennstoff zu sparen.

• Hinweis •

Beim Einlaufen des Motors mit 75% Leistung fliegen, bis der Motor mindestens 25 Stunden in Betrieb war oder der Ölverbrauch sich stabilisiert hat. Dadurch wird ein richtiges Setzen der Ringe gewährleistet. Diese höhere Leistung gilt für neue Motoren sowie für Einlaufbetrieb von Motoren nach einem Zylinderaustausch oder der Überholung eines oder mehrerer Zylinder.

1. Reiseflugleistung ..... EINSTELLEN
2. Motorinstrumente..... ÜBERWACHEN
3. Brennstoffffluss und Schwerpunkt ..... ÜBERWACHEN

• Hinweis •

Fuel BOOST muss beim Wechseln der Tanks verwendet werden. Wenn die Brennstoffpumpe vor dem Tankwechsel nicht aktiviert wird, kann sich der Neustart des Motors aufgrund von Brennstoffmangel im Motor verzögern.

4. Gemisch.....MAGER, je nach Bedarf

Reiseflug-Abmagerung

Das Triebwerk ist mit einer höhen-kompensierenden Kraftstoffpumpe ausgerüstet, welche automatisch das korrekte „voll reich“ Gemisch liefert. Deswegen sollte der Mischungsregler waehrend des gesamten Fluges auf „Reich“ stehen, so dass der das Szstem für alle Flugphasen automatisch das Gemisch wie benötigt abmagern kann. Sollte während des Fluges das Gemisch zusätzlich von Hand abgemagert werden, muss beachtet werden, dass möglicherweise nicht der volle Anstieg von 75 F der Abgastemperatur erreicht wird. Dies ist akzeptablel, solange die Leistungseinstellung unter 75% ist, und die Triebwerkstemperaturen innerhalb der normalen Grenzen sind.

• Vorsicht •

Wenn beim Abmagern des Gemisches von der "Full Rich" position nur eine Verminderung der Abgastemperatur zur Folge hat, ist der Gemischregler wieder in die "Full Rich" Position zu bringen, und das Kraftstoffsystem bei nächster Gelegenheit zu Überprüfen.

Die Abgastemperatur (EGT) kann als Hilfsmittel für die Gemischabmagerung bei ***Reiseflugleistung mit 75% oder weniger verwendet werden.*** Zum Justieren des Gemischs diese zum Erreichen der Spitzen-EGT als Bezugspunkt abmagern und dann in den gewünschten Inkrementen auf Basis der folgenden Tabelle anreichen:

Gemischbeschreibung	Abgastemperatur
Beste Leistung	75° F Rich Of Peak EGT
Bester Brennstoffverbrauch	50° F Lean Of Peak EGT

Unter bestimmten Umständen ist beim Betrieb mit bestem Brennstoffverbrauch ein rauer Motorlauf möglich. In diesem Fall das Gemisch etwas anreichern, um einen ruhigeren Lauf zu erzielen. Bei jeder Änderung der Höhe oder der Leistungshebelposition muss der EGT-Anzeiger geprüft werden.

Abstieg

1. Höhenmesser ..... EINSTELLEN
2. Kabinenheizung/Entfroster ..... JE NACH BEDARF
3. Brennstoffsystem ..... PRÜFEN
4. Gemisch ..... JE NACH BEDARF
5. Klappen ..... JE NACH BEDARF
6. Bremsdruck ..... PRÜFEN

Vor der Landung

1. Sitzgurte und Schultergurte ..... STRAFF ZIEHEN
2. Gemisch ..... REICH
3. Brennstoffhilfspumpe ..... EIN
4. Klappen ..... JE NACH BEDARF
5. Landelicht ..... JE NACH BEDARF
6. Autopilot ..... DEAKTIVIERT

Landung

• Vorsicht •

Landungen sollten mit voll ausgefahrenen Klappen erfolgen. Landungen mit nicht voll ausgefahrenen Klappen sollten nur dann durchgeführt werden, wenn die Klapen wegen einer Störung nicht voll ausgefahren werden können, oder um den Gleitweg zu verlängern, besipielsweise bei einem Triebwerksausfall. Bei Landungen mti 50% oder 0% Klappenstellung muss mit Triebwerksleistung eine normale Sinkrate erzielt werden, und der Abfangbogen vor dem Aufsetzen sollte so gering wie möglich sein.

Normale Landung

Normale Landungen werden mit voll ausgefahrenen Klappen und dem Triebwerk im Leerlauf oder einer höheren Leistungseinstellung durchgeführt. Die herrschenden Winde am Boden, sowie die Beschaffung der Landebahn sind die entscheidenden Faktoren fuer die Wahl der Anfluggeschwindigkeit.

Das Aufsetzen sollte bei ganz zurückgenommenem Gas und mit den Haupträdern zuerst erfolgen, um die Landegeschwindigkeit und den anschließenden Bremsbedarf zu reduzieren. Nach Verringerung der Geschwindigkeit das Bugrad weich aufsetzen. Das ist besonders bei Landungen auf weichen oder unbefestigten Landebahnen wichtig.

Kurzlandungen

Bei Landungen auf kürzen Plätzen in ruhiger Luft mit 75 KIAS und ganz ausgefahrenen Klappen sowie ausreichender Triebwerkleistung zur Kontrolle des Gleitweges anfliegen (bei Turbulenzen sollten etwas höhere Anfluggeschwindigkeiten verwendet werden). Nachdem alle Anflughindernisse überflogen sind, die Triebwerksleistung langsam verringern und durch Neigen des Bugs die Anfluggeschwindigkeiten aufrechterhalten. Das Aufsetzen erfolgt ohne Triebwerkleistung und mit den Haupträdern zuerst. Unmittelbar nach dem Aufsetzen das Bugrad senken und nach wie erforderlich bremsen. Um die höchste Bremswirkung zu erzielen, die Klappeneinfahren, das Steuerungsruder voll ziehen und stark bremsen, ohne jedoch die Räder zu blockieren.

Landungen mit Seitenwind

Normale Landungen werden mit voll ausgefahrenen Klappen und dem Triebwerk im Leerlauf oder einer höheren Leistungseinstellung durchgeführt. Die herrschenden Winde am Boden, sowie die Beschaffung der Landebahn sind die entscheidenden Faktoren fuer die Wahl der Anfluggeschwindigkeit.

Der maximal zulässige Seitenwind hängt von der Fähigkeit des Piloten und der Flugzeuggrenzwerte ab. Der Betrieb bei direktem Seitenwind von 21 Knoten wurde geprüft.

Durchstarten/Umgehung

Beim Steigen nach dem Durchstarten Autopilot deaktivieren, Vollgas geben und dann die Klappenstellung auf 50% reduzieren. Wenn Hindernisse überflogen werden müssen, im besten Steigwinkel mit 50% ausgefahrenen Klappen steigen. Nach Überfliegen des Hindernisses die Klappen einfahren und mit Klappen oben auf die normale Steiggeschwindigkeit beschleunigen.

1. Autopilot ..... DEAKTIVIERT
2. Leistungshebel ..... GANZ VORNE

3. Klappen.....50%
4. Fluggeschwindigkeit..... BESTER STEIGWINKEL (81 - 83 KIAS)

Nach Überfliegen von Hindernissen:

5. Klappen..... EINGEFAHREN

Nach der Landung

1. Klappen..... EINGEFAHREN
2. Leistungshebel.....1000 U/min
3. Transponder.....STBY

• Hinweis •

Mit der Verlangsamung des Flugzeugs wird das Ruder weniger wirksam und das Rollen muss unter Verwendung der Differentialbremse gesteuert werden.

4. Pitot-Heizung .....AUS
5. Brennstoffpumpe .....AUS

Abschaltverfahren

1. Avionikschalter.....AUS
2. Brennstoffpumpe (falls verwendet) .....AUS
3. Gemisch..... ZU
4. Magnetzünder.....AUS
5. Hauptschalter (Bat-Alt).....AUS
6. ELT.....TRANSMIT LIGHT AUS

• Hinweis •

Nach einer harten Landung kann sich der ELT aktivieren. Falls dies vermutet wird, die RESET-Taste drücken.

7. Bremsklötze, Verankerungen, Pitot-Abdeckungen.....JE NACH BEDARF

Überziehungen

Die Überzieheigenschaften des SR20 sind konventionell. Überziehungen ohne Triebwerksleistung sind oft bei voll gezogenem Höhenruder mit einem leichten Bugrütteln verbunden. Überziehungen mit Triebwerkleistung haben eine starke Sink-Rate bei voll gezogenem Höhenruder. Die Überziehgeschwindigkeiten ohne Triebwerksleistung bei maximalem Gewicht für Vorwärts- und Achtern-Schwerpunktpositionen sind in Abschnitt 5 - Leistungsdaten beschrieben.

Wenn beim Überziehen in der Luft die Fluggeschwindigkeit langsam reduziert wird, ist ein leichtes Schütteln der Zelle zu bemerken und das Überziehwarnhorn ertönt zwischen 5 und 10 Knoten vor der Überziehung. Die Überziehung ist normalerweise von einer leichten Bugsenkung begleitet und die Flügel können unter Verwendung des Querruders und Ruders leicht horizontal oder in der Kurve gehalten werden. Nach einer Überziehwarnung im Flug sofort den Gegendruck reduzieren, um eine sichere Fluggeschwindigkeit aufrechtzuerhalten, die Leistung je nach Bedarf erhöhen und die Flügel durch koordinierte Steuerung in die richtige Lage bringen.

• WARNUNG •

Unmittelbar vor und waehrend des Überziehens sind unkoordinierte oder abrupte Ruderauschläge unbedingt zu vermeiden, besonders in Bodennähe.

Umwelterwägungen

Betrieb bei tiefen Temperaturen

Anlassen

Vor dem Anlassen bei kaltem Wetter sollte der Propeller mehrere Male von Hand durchgedreht werden, um an Tiefpunkten angesammeltes Öl zu verteilen. Dadurch wird auch Batteriestrom gespart, wenn ein Batteriestart erfolgen soll.

Sollte das Triebwerk für einen Zeitraum von 2 oder mehr Stunden Temperaturen von 20 F Fahrenheit (-7° C) oder weniger ausgesetzt sein, empfiehlt sich die Verwendung eines Triebwerksvorwärmers, sowie einer externen Stromquelle. Bei einem nicht ordnungsgemäss vorgewärmtem Triebwerk besteht die Möglichkeit das zu dickflüssiges Oel unzureichende Schmierung verursacht, mit nachfolgenden Schäden im Triebwerk, sowie möglichem Triebwerksausfall.

• Vorsicht •

Unsachgemässes Vorwärmen kann das Triebwerk soweit erwärmen, dass ein Anlassen möglich wird, aber es wird das im Sumpf, Ölfilter und aussenliegenden Leitungen enthaltenes Öl nicht genügend erwärmen. Das in diesen Bereichen enthaltene durch Kälte verdickte Oel benötigt erhebliches Vorwärmen.

Ein ungenügend vorgewärmtes Triebwerk kann anspringen, und scheinbar zufriedenstellend arbeiten, kann jedoch durch ungenügende Schmierung, verursacht durch wegen der Kälte vedicktem Öl, Schaden davontragen. Der Grad der Beschädigung ist variabel, und wird möglicherweise erst nach vielen Betriebsstunden offenkundig, trotzdem kann die Beschädigung tiefgreifend sein, und das Tribewerk kann kurz nach dem Hochfahren auf maximale Leistung ausfallen. Die korrekte Prozedur sieht gründliches Vorwärmen aller Triebwerksteile vor. Die Ölwanne. Zylinder , Lufteinlass, Ölkühler sowie aussenliegende Ölleitungen müssen durch direktes Behandeln mit heisser Luft erwärmt werden. Da nichtmetallische Teile wie Dichtungen, Schläuche, Treibriemen, etc. durch zuviel Hitze beschädigt werden können, ist beim Vorwärmen Vorsicht geboten, und es darf

nicht versucht werden, den Vorwärmungsprozess zu beschleunigen.

• WARNUNG •

Sollte das Triebwerk mit einer externen Stromquelle angelassen warden, ist darauf zu achten, das das Personal sowie Zuleitungen sich ausserhalb des Gefahrenbereiches des Propellers befinden. Bezug :Sektion 8 - Bodenoperationen, Service, und Wartung - spezielle Verfahren und Vorsichtsmassnahmen bei Verwendung einer externen Stromquelle.

1. Zündschalter .....AUS

• WARNUNG •

Höchste Vorsicht ist geboten, wenn der Propeller von Hand durchgedreht wird.

Versichern sie sich, dass der Zündschalter auf AUS steht, die Zündschlüssel abgezogen sind, und verhalten sie Sich, als wenn das Triebwerk anspringen würde. Ein gelöstes oder gebrochenes Massekabel am Zündmagneten kann das Triebwerk anspringen lassen.

2. Propeller..... mehrere Male von Hand DREHEN
3. Externe Stromversorgung (wenn zutreffend) ..... ANSCHLIESSEN
4. Bremsen ..... HALTEN
5. Bat-Hauptschalter ..... EIN (Spannung prüfen)
6. Vakuumsystem..... PRÜFEN
   a. VACUUM-Anzeiger ..... EIN
   b. AUX Vac-Anzeiger ..... EIN (Pumpe grün)
   c. Sauganzeige..... GRÜNER BOGEN
   d. Attitude-Gyro-Marke ..... AUSSER SICHT
7. Gemisch .....REICH
8. Leistungshebel..... GANZ VORNE
9. Brennstoffpumpe..... PRIME, dann BOOST

• Hinweis •

Seriennummern 1005 - 1227 vor SB 20-73-02: Bei Temperaturen bis zu 20°F (-6ºC) den Brennstoffpumpenschalter 8-10 Sekunden lang vor dem Anlassen auf PRIME gedrückt halten.

Seriennummern 1005 - 1227 nach SB 20-73-02: Bei Temperaturen bis zu 20°F (-6ºC) den Brennstoffpumpenschalter 10 Sekunden lang vor dem Anlassen auf PRIME gedrückt halten.

10. Propellerbereich ..... FREI
11. Leistungshebel ..... OFFEN ¼ ZOLL
12. Zündschalter ..... START (Nach Anspringen des Motors loslassen)

• Vorsicht •

Den Anlasser jeweils nur 20 Sekunden lang betätigen und vor der nächsten Betätigung 20 Sekunden abkühlen lassen. Dadurch wird die Lebenszeit von Batterie und Schütz verlängert.

13. Leistungshebel..... ZURÜCK STELLEN (zur Aufrechterhaltung von 1000 U/min)
14. Öldruck..... PRÜFEN
15. Alt-Hauptschalter ..... EIN
16. Vakuumsystemanzeiger ..... AUS
17. Avionikschalter ..... EIN
18. Motorparameter ..... ÜBERWACHEN
19. Externe Stromversorgung (wenn zutreffend) ..... ANSCHLIESSEN
20. Amperemeter ..... PRÜFEN
21. Stroboskoplampen ..... EIN

• Hinweis •

Falls der Motor während der ersten paar Anlassversuche nicht anspringt oder die Zündleistung abnimmt, sind wahrscheinlich die Zündkerzen vereist. Vor dem erneuten Anlassversuch muss ein Vorwärmergerät verwendet werden.

Bei sehr tiefen Außentemperaturen zeigt die Öltemperaturanzeige eventuell vor dem Start keine steigende Temperatur an. In diesem Fall muss eine angemessene Warmlaufzeit eingeräumt werden (zwei bis fünf Minuten bei 1000 U/min); dann den Motor mehrere Male auf eine höhere Drehzahl beschleunigen. Wenn der Motor ruhig hochdreht und der Öldruck normal und konstant bleibt, kann mit dem normalen Startverfahren fortgefahren werden.

Betrieb bei hohen Temperaturen

Längeren Motorbetrieb am Boden vermeiden.

• Hinweis •

Die Hilfspumpe (Fuel BOOST) sollte während des Starts und für den Steigflug je nach Bedarf zur Vermeidung von Dampfblasenbildung bei heißem oder warmem Brennstoff eingeschaltet bleiben.

Geräuschmerkmale/Abhilfe

Die zertifizierten Geräuschpegel für das Cirrus Design SR20 gemäß FAR 36, Anhang G sind:

Konfiguration	Tatsächlich	Maximal zulässig
Zweiblatt-Propeller	84,79 dB(A)	87,6 dB(A)
Dreiblatt-Propeller:	83,42 dB(A)	87,6 dB(A)

Die FAA hat nicht festgelegt, ob die Geräuschpegel dieses Flugzeugs für den Betrieb am Flughafen oder beim An- oder Abflug in den/aus dem Flughafen akzeptable oder nicht akzeptabel sind. Die obigen Geräuschpegel wurden mit 3000 lbs Startgewicht bei 2700 U/min ermittelt.

Neuere Umweltschutzforderungen schreiben vor, dass alle Piloten die Auswirkungen von Lärm auf die allgemeine Öffentlichkeit minimal halten. Durch folgende empfohlene Verfahren kann die Lärmentwicklung beim Betrieb des SR20 minimiert werden.

• Hinweis •

Diese Geräuschreduzierungsmaßnahmen dürfen jedoch nicht angewandt werden, wenn sie mit den Air Traffic Control Toleranzen oder Anweisungen oder Wetterbedingungen in Konflikt stehen oder die Sicherheit beeinträchtigen.

1. Beim VFR-Betrieb über geräuschempfindlichen Gebieten (Veranstaltungen im Freien, Parkanlagen und Freizeitgelände) mindestens 2000 Fuß über dem Boden fliegen, auch wenn eine niedrigere Höhe erlaubt wäre.
2. Beim An- oder Abflug an einem Flughafen sollte ein längerer Flug auf niedriger Höhe über geräuschempfindlichen Gebieten vermieden werden.

Brennstoffverbrauch

Minimaler Kraftstoffverbrauch im Reiseflug wird mit der „best economy“ Leistungsstellung wie unter „Reiseflug“ beschrieben, erzielt.

Abschnitt 5
Leistungsdaten

Inhaltsverzeichnis

Einführung 5-3
Bedingungen, die sich auf die Leistung auswirken 5-3
Flugplanung 5-4
Flugplanungsbeispiel 5-4
Start 5-5
Steigflug 5-6
Reiseflug 5-7
Erforderliche Brennstoffmenge 5-8
Landung 5-9
Geprüfte Betriebstemperatur 5-9
Kalibrieren der Fluggeschwindigkeit 5-10
Normale Statikquelle 5-10
Kalibrieren der Fluggeschwindigkeit 5-11
Alternative Statikquelle 5-11
Höhenkorrektur 5-12
Normale Statikquelle 5-12
Höhenkorrektur 5-13
Alternative Statikquelle 5-13
Temperaturumrechnung 5-14
Außenlufttemperatur für ISA-Bedingung 5-15
Überziehgeschwindigkeiten 5-16
Windkomponenten 5-17
Startstrecke 5-18
Startstrecke 5-20
Startstrecke 5-21
Steigfluggradient beim Start 5-22
Steiggeschwindigkeit beim Start 5-23
Steigfluggradient beim Reiseflug 5-24
Steigrate beim Reiseflug 5-25
Zeit, Brennstoffverbrauch und Strecke beim Steigen 5-26
Reiseflugleistung 5-27
Reiseflugleistung 5-28
Flugdauer- und Reichweitenprofil 5-29

Flugdauer- und Reichweitenprofil 5-30
Steiggradient bei Durchstartlandungen.....5-31
Steiggeschwindigkeit bei Durchstartlandung 5-32
Landestrecke.....5-33
Landestrecke.....5-35

Einführung

Die Leistungsdaten in diesem Abschnitt sind so dargestellt, dass sie eingehende und hinreichend genaue Flugplanung erleichtern und erkennen lassen, welche Leistungen Sie von Ihrem Flugzeug unter verschiedenen Bedingungen erwarten können. Die Leistungsdaten werden für Start, Steigflug und Reiseflug gegeben (einschließlich Reichweiten und Flugdauer).

Bedingungen, die sich auf die Leistung auswirken

Die berechneten Leistungsdaten in diesem Abschnitt basieren auf Daten aus tatsächlichen Erprobungsflügen des Flugzeugs mit Triebwerk in gutem Zustand und durchschnittlicher Pilotentechnik. Wenn nicht anderweitig unter „Bedingungen“ dargestellt, gelten die Umweltbedingungen in jeder Tabelle für einen normalen Tag *(siehe Abschnitt 1).* Klappenstellung und Leistungseinstellungstechnik sind in jeder Tabelle auf ähnliche Weise dargestellt.

Die Diagramme in diesem Abschnitt zeigen Umgebungstemperaturen von -20° C (-4° F) bis 40° C (104° F). Wenn die Umgebungstemperatur unter dem Diagrammwert liegt, muss die tiefste gezeigte Temperatur zur Berechnung der Leistung verwendet werden. Dadurch wird eine konservativere Leistungsberechnung erzielt. **Bei einer Umgebungstemperatur oberhalb der Diagrammwerte muss extrem vorsichtig vorgegangen werden, da die Leistung bei höheren Temperaturen drastisch abnimmt.**

Alle Brennstoffflussdaten für den Reiseflug basieren auf der empfohlenen Gemischeinstellung aus Abschnitt 4 - Normale Betriebsverfahren.

Flugplanung

Die Leistungstabellen in diesem Abschnitt bietet ausreichende Informationen für die Leistung des Flugzeugs mit angemessener Genauigkeit zu berechnen. Abweichungen in Brennstoffdosierung, Gemischtechnik, Motor- und Propellerzustand, Turbulenzen und andere beim Flug auftretende Variablen können jedoch bei Reichweite und Flugdauer bis zu 10% Unterschied verursachen. Deshalb sollten zur Abschätzung der benötigten Brennstoffmenge für einen Flug alle verfügbaren Informationen genutzt werden.

• Hinweis: •

Es sollten die konservativsten Werte aus den folgenden Tabellen ausgewählt und eine extra Spanne zur Berücksichtigung aller während eines Flugs möglichen Situationen hinzugerechnet werden.

Flugplanungsbeispiel

Im folgenden Beispiel werden die Werte aus den Tabellen und Diagrammen zur Berechnung der Leistung bei einem typischen Flug verwendet.

Der erste Schritt bei der Flugplanung ist die Bestimmung des Flugzeuggewichts und des Schwerpunkts sowie der Informationen zum Flug. In diesem Beispiel sind die folgenden Informationen bekannt:

Flugzeugkonfiguration:

- Startgewicht..... 3000 lbs
- Nutzbarer Brennstoff ..... 56 Gallonen

Startbedingungen:

- Platzdruckhöhe.....1750 ft
- Temperatur .....25° C (ISA + 13° C)
- Windkomponente entlang der Startbahn 11 Knoten Gegenwind
- Startbahnzustand .....Trocken, eben, befestigt
- Startbahnlänge .....3000 ft

Reiseflugbedingungen:

- Gesamtstrecke ..... 560 NM

- Druckhöhe ..... 6500 ft
- Temperatur ..... 20° C (ISA + 17° C)
- Erwarteter Wind unterwegs ..... 10 Knoten Gegenwind

Landebedingungen:

- Platzdruckhöhe ..... 2000 ft
- Temperatur ..... 20° C (ISA + 10° C)
- Startbahnlänge ..... 3000 ft

Start

Die Startstreckentabellen in Abbildung 5-9 zeigen Rollstrecke und Startstrecke zum Erreichen einer Höhe von 50 Fuß über dem Boden. Die dargestellten Strecken basieren auf der Kurzfeldtechnik.

Zur konservativen Bestimmung der Strecken können die Tabellen auf dem nächst höheren Wert für Gewicht, Höhe und Temperatur verwendet werden. In diesem Beispiel sollten die Startstreckeninformationen für ein Gewicht von 3000 lbs, eine Platzdruckhöhe von 2000 ft und eine Temperatur von 30° C verwendet werden. Eine Verwendung konservativer Werte ergibt Folgendes:

- Rollstrecke ..... 1940 ft
- Gesamtstrecke zum Überfliegen eines 50 ft hohen Hindernisses ..... 2734 ft

Da die Startstreckentabellen auf Null Wind basieren, muss eine Korrektur für den auftretenden Wind eingerechnet werden. Zur Bestimmung der Seiten- und Gegenwind- oder Rückenwindkomponente des gemeldeten Winds wird das Windkomponentendiagramm in Abbildung 5-8 verwendet.

Unter Verwendung der 11-Knot-Gegenwindkomponente kann die folgende Korrektur berechnet werden:

- Korrektur für Gegenwind (10% pro 12 Knoten) 9,2%
- Rollstrecke, Null Wind ..... 1940 ft
- Reduzierung der Rollstrecke (1940 f x 0,092) ..... 178 ft
- Korrigierte Rollstrecke ..... 1762 ft
- Gesamtstrecke zum Überfliegen eines 50 ft hohen Hindernisses ..... 2734 ft

- Reduzierung der Gesamtstrecke (2734 f x 0.092).....252 ft
- Korrigierte Gesamtstrecke zum Überfliegen eines 50 ft hohen Hindernisses.....2482 ft

Korrekturen für Grasbahnen und Bahnen mit Gefaelle müssen ebenfalls berücksichtigt werden. Diese Korrekturen werden auf gleiche Weise wie die Windkorrekturen oben berechnet. Die anwendbaren Korrekturfaktoren sind Abbildung 5-9 zu entnehmen.

Steigflug

Die Tabellen für Steiggeschwindigkeit und -Gradient beim Starten und beim Reiseflug in Tabelle 5-10 bis 5-13 zeigen die maximalen Steiggeschwindigkeiten und Steiggradienten für unterschiedliche Bedingungen. Die Tabelle für Zeit, Brennstoff und Steigung in Abbildung 5-14 ermöglicht die Berechnung der erforderlichen Zeit, Brennstoffmenge und Steigstrecke vom Meeresspiegel bis auf eine spezifizierte Druckhöhe. Zur Bestimmung der Werte für die Flugplanung werden Steigbeginnzeit, Brennstoffmenge und Strecke von den Steigunksendewerten (Reiseflughöhe) abgezogen. Auch hier sollten konservative Werte verwendet werden, indem der nächste niedrigere Höhenwert für den Steigbeginn und der nächste höhere Wert für Steigende eingesetzt wird. Unter Verwendung konservativer Werte für das Beispiel werden folgende Kalkulationen durchgeführt:

Steigbeginn-Werte (SL bis 1750 ft):

- Steigdauer ..... 1,3 Minuten
- Steigstrecke..... 2,0 NM
- Brennstoff zum Steigen ..... 0,3 Gal.

Werte für Ende des Steigflugs (SL bis 6500 ft):

- Steigdauer ..... 10,3 Minuten
- Steigstrecke..... 17,0 NM
- Brennstoff zum Steigen ..... 2,4 Gal.

Werte für Ende des Steigflugs (SL bis 6500 ft):

- Steigdauer (Ende 10,3 - Start 1,3) ..... 9,0 Minuten
- Steigstrecke (Ende 17,0 - Start 2,0) ..... 15,0 Minuten
- Brennstoff zum Steigen (Ende 2,4 - Start 0,3) ..... 2,1 Minuten

Die obigen Werte gelten für den Steigflug an einem normalen Tag und eignen sich für die meisten Flugpläne. Weitere Korrekturen für die Auswirkungen der Temperatur beim Steigen können jedoch vorgenommen werden. Die Auswirkung der Temperatur auf die Steigflugleistung wird durch Erhöhung der Dauer, des Brennstoffs und der Strecke um ca. 10% pro 10° C über ISA ausgeglichen. In unserem Beispiel wäre bei einer Temperatur von ISA + 13° C eine Korrektur von 13% anwendbar.

Die Brennstoffschätzung für den Steigflug ist:

- Brennstoff zum Steigen (Standardtemperatur) ..... 2,1 Gal.
- Erhöhung aufgrund nicht normaler Temp. (2,1 x 0,13).. 0,3 Gal.
- Korrigierter Brennstoff zum Steigen (2,1 + 0,3)..... 2,4 Gal.

Verfahren für die Steigstrecke:

- Steigstrecke (Standardtemperatur) ..... 15,0 NM
- Erhöhung aufgrund nicht normaler Temp. (9,0 x 0,13) .. 2,0 NM
- Korrigierte Steigstrecke (9,0 + 1,2)..... 17,0 NM

Reiseflug

Die gewählte Reiseflughöhe sollte auf Flugzeugleistung, Entfernung und Höhenwind basieren. Das Beispiel zeigt eine typische Reiseflughöhe und zu erwartende Winde. Die Leistungseinstellung für den Reiseflug sollte auf die in Abbildung 5-15 tabulierten Leistungsdaten und das in Abbildung 5-16 präsentierte Flugdauer-/Reichweitenprofil basieren.

Die Beziehung zwischen Leistung und Reichweite/Flugdauer ist im Diagramm in Abbildung 5-16 dargestellt. Beachten Sie, dass der Brennstoffverbrauch und die Reichweite bei niedrigeren Einstellungen wesentlich verbessert werden.

Das Reiseflugleistungsdiagramm in Abbildung 5-15 verwendet eine Höhe von 6000 ft und 30° C über der Standardtemperatur. Dieses sind konservative Werte für die geplante Flughöhe und die erwarteten Temperaturbedingungen. Die gewählte Motordrehzahl ist 2500 U/min bei ca. 55% Leistung und ergibt somit:

- Leistung (MAP = 19,4) 53%
- Wahre Fluggeschwindigkeit .....131 Knoten
- Reiseflug-Brennstoffffluss ..... 9,2 GPH

Erforderliche Brennstoffmenge

Zur Schätzung des gesamten Brennstoffbedarfs für den Flug werden die in Abbildung 5-14 und 5-15 gewonnen Werte verwendet. Die resultierende Reiseflugstrecke ist:

- Gesamtstrecke (aus dem Beispiel)..... 560,0 NM
- Steigflugstrecke (korrigierter Wert aus der Steigflugtabelle)..... 17,0 NM
- Reiseflugstrecke (Gesamtstrecke - Steigflugstrecke) ..... 543,0 NM

Unter Verwendung der geschätzten wahren Fluggeschwindigkeit aus der Reiseflugleistungstabelle in Abbildung 5-15 und Anwendung des erwarteten Gegenwinds von 10 Knoten ist die erwartete Bodengeschwindigkeit für den Reiseflug 121 Knoten. Somit ist die für den Reisefluganteil des Flugs notwendige Zeit:

- 543,0 NM/121 Knoten = 4,5 Stunden.

Der Brennstoffbedarf für den Reiseflug ist:

- 4,5 Stunden x 9,2 GPH = 41,4 Gallonen.

Aus der 6000 ft-Reiseflugtabelle (Abbildung 5-15), erfordert eine 45-Minuten-IFR-Reserve bei ca. 70% Leistung:

- 45/60 x 11,1 GPH = 8,3 Gallonen

Der gesamte geschätzte Brennstoffverbrauch ist somit:

- Triebwerkstart, Rollen und Start ..... 1,0 Gallonen
- Steigflug..... 2,4 Gallonen
- Reiseflug..... 41,4 Gallonen
- Reserve ..... 8,3 Gallonen
- Gesamter erforderlicher Brennstoff ..... 53,1 Gallonen

Unterwegs kann durch Prüfungen der Bodengeschwindigkeit eine genauere Basis für die Schätzung der Reisezeit und des entsprechenden Brennstoffverbrauchs etabliert werden.

Landung

Zur Berechnung der Landestrecke am Zielflughafen wird eine ähnliche Methode wie bei der Startkalkulation verwendet. Abbildung 5-19 zeigt die Landestreckendaten für die Kurzlandungstechnik. Die Strecken entsprechen 2000 ft und 20° C wie folgt:

- Bodenrollstrecke ..... 1110 ft
- Gesamtstrecke zum Überfliegen eines 50 ft hohen Hindernisses ..... 2166 ft

Die Korrektur für Wind kann auf Basis der Gegen- und Rückwindkorrekturen im Landediagramm unter der gleichen Methode wie bei der Startberechnung ermittelt werden.

Geprüfte Betriebstemperatur

Bei den Erprobungsflügen wurde eine zufrieden stellende Motorkühlung bei einer Außentemperatur von 23° C über der Standardtemperatur erzielt. Der angegebene Wert ist nicht als Betriebsgrenze zu verstehen. Die Motorbetriebsgrenzen sind in Abschnitt 2 aufgeführt.

Kalibrieren der Fluggeschwindigkeit

Normale Statikquelle

Bedingungen:

- Leistung für horizontalen Flug oder maximalen kontinuierlichen Flug, was immer weniger ist.
- Gewicht..... 3000 LB

Beispiel:

Klappen..... 50%
Angezeigte Fluggeschwindigkeit ... 85 Knoten

Kalibrierte Fluggeschwindigkeit .... 86 Knoten

• Hinweis •

- Bei den angezeigten Fluggeschwindigkeitswerten wird Null-Instrumentenfehler vorausgesetzt.
- KIAS = Knots Indicated Airspeed
- KCAS = Knots Indicated Airspeed

KIAS	KCAS		
	Klappen 0%	**Klappen 50%**	**Klappen 100%**
50			49
60		60	60
70	72	71	71
80	81	81	81
90	91	91	91
100	101	101	101
110	111	111	
120	120	120	
130	130		
140	140		
150	150		
160	160		
170	170		
180	180		
190	190		
200	200		

Abbildung 5-1

Kalibrieren der Fluggeschwindigkeit

Alternative Statikquelle

Bedingungen:

- Leistung für horizontalen Flug oder maximalen kontinuierlichen Flug, was immer weniger ist.
- Gewicht .....3000 LB
- Heizung, Entfroster und Lüftung .. EIN

Beispiel:

Klappen 50%
Angezeigte Fluggeschwindigkeit ...85 Knoten

Kalibrierte Fluggeschwindigkeit .....84 Knoten

• Hinweis •

- Bei den angezeigten Fluggeschwindigkeitswerten wird Null-Instrumentenfehler vorausgesetzt.
- KIAS = Knots Indicated Airspeed
- KCAS = Knots Indicated Airspeed

KIAS	KCAS		
	Klappen 0%	Klappen 50%	Klappen 100%
50			45
60		59	56
70	70	69	67
80	80	79	78
90	90	89	88
100	100	99	98
110	110	109	
120	120	118	
130	130		
140	140		
150	150		
160	161		
170	171		
180	182		
190	192		
200	203		

Abbildung 5-2

Höhenkorrektur

Normale Statikquelle

Bedingungen:

- Leistung für horizontalen Flug oder maximalen kontinuierlichen Flug, was immer weniger ist.
- Gewicht..... 3000 LB

Beispiel:

Klappen..... 50%
Angezeigte Fluggeschwindigkeit ... 85 Knoten
Gewünschte Höhe ..... 12.000 FT
Höhenkorrektur .....-7 FT

Flughöhe..... 11.993 FT

• Hinweis •

- Bei den angezeigten Fluggeschwindigkeitswerten wird Null-Instrumentenfehler vorausgesetzt.
- KIAS = Knots Indicated Airspeed
- KCAS = Knots Indicated Airspeed

Klappen	Druck Höhe	ZU ADDIERENDE KORREKTUR - FT									
		Normale Statikquelle - KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0%	S.L	-12	-11	-10	-9	-8	-5	-3	-3	-5	-10
	5000	-14	-13	-12	-11	-9	-6	-4	-3	-5	-11
	10000	-16	-15	-14	-12	-11	-7	-4	-4	-6	-13
	15000	-19	-18	-16	-14	-12	-8	-5	-4	-7	-16
50%	S.L	-2	-4	-5	-6	-5	+2				
	10000	-2	-4	-6	-7	-6	+2				
	15000	-2	-5	-7	-8	-7	+2				
100%	S.L	-1	-4	-6	-7	-5					
	10000	-1	-5	-7	-8	-6					
	15000	-1	-6	-9	-9	-6					

Abbildung 5-3

Höhenkorrektur

Alternative Statikquelle

Bedingungen:

- Leistung für horizontalen Flug oder maximalen kontinuierlichen Flug, was immer weniger ist.
- Gewicht .....3000 LB
- Heizung, Entfroster und Lüftung .. EIN

Beispiel:

Klappen 0%
Angezeigte Fluggeschwindigkeit .120 Knoten
Gewünschte Höhe ..... 12,000 FT
Höhenkorrektur..... -11 FT

Flughöhe ..... 11,989 FT

• Hinweis •

- Bei den angezeigten Fluggeschwindigkeitswerten wird Null-Instrumentenfehler vorausgesetzt.
- KIAS = Knots Indicated Airspeed
- KCAS = Knots Indicated Airspeed

Klappen	Druck Höhe	ZU ADDIERENDE KORREKTUR - FT									
		Normale Statikquelle - KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0%	S.L	-9	-10	-10	-11	-10	-7	-1	11	27	51
	5000	-10	-11	-12	-12	-12	-9	-1	12	32	59
	10000	-12	-13	-14	-14	-14	-10	-1	14	37	69
	15000	-14	-15	-16	-17	-16	-12	-1	17	44	80
50%	S.L	-11	-15	-18	-21	-22	-19				
	10000	-13	-18	-21	-24	-26	-22				
	15000	-15	-20	-25	-28	-30	-26				
100%	S.L	-20	-20	-20	-20	-18					
	10000	-23	-24	-23	-23	-21					
	15000	-27	-27	-27	-26	-25					

Abbildung 5-4

Temperaturumrechnung

• Hinweis •

- Zum Umrechnen der Temperatur von Celsius (°C) zu Fahrenheit (°F) suchen Sie in den schattierten Spalten den Temperaturwert (°C), der umgerechnet werden soll. Die entsprechende Temperatur in Fahrenheit ist rechts davon angezeigt.
  ➔ **BEISPIEL:** 38° C = 100° F.
- Zum Umrechnen der Temperatur von Fahrenheit (°F) zu Celsius (°C) suchen Sie in den schattierten Spalten den Temperaturwert (°F), der umgerechnet werden soll. Die entsprechende Temperatur in Celsius ist links davon angezeigt.
  ➔ **BEISPIEL:** 38° F = 3° C.

Umzur. Temp. °C oder °F			**Umzur. Temp. °C oder °F**			**Umzur. Temp. °C oder °F**		
°C	**←→**	**°F**	**°C**	**←→**	**°F**	**°C**	**←→**	**°F**
-50	**-58**	-72	-17	**2**	36	17	**62**	144
-49	**-56**	-69	-16	**4**	39	18	**64**	147
-48	**-54**	-65	-14	**6**	43	19	**66**	151
-47	**-52**	-62	-13	**8**	46	20	**68**	154
-46	**-50**	-58	-12	**10**	50	21	**70**	158
-44	**-48**	-54	-11	**12**	54	22	**72**	162
-43	**-46**	-51	-10	**14**	57	23	**74**	165
-42	**-44**	-47	-9	**16**	61	24	**76**	169
-41	**-42**	-44	-8	**18**	64	26	**78**	172
-40	**-40**	-40	-7	**20**	68	27	**80**	176
-39	**-38**	-36	-6	**22**	72	28	**82**	180
-38	**-36**	-33	-4	**24**	75	29	**84**	183
-37	**-34**	-29	-3	**26**	79	30	**86**	187
-36	**-32**	-26	-2	**28**	82	31	**88**	190
-34	**-30**	-22	-1	**30**	86	32	**90**	194
-33	**-28**	-18	0	**32**	90	33	**92**	198
-32	**-26**	-15	1	**34**	93	34	**94**	201
-31	**-24**	-11	2	**36**	97	36	**96**	205
-30	**-22**	-8	3	**38**	100	37	**98**	208
-29	**-20**	-4	4	**40**	104	38	**100**	212
-28	**-18**	0	6	**42**	108	39	**102**	216
-27	**-16**	3	7	**44**	111	40	**104**	219
-26	**-14**	7	8	**46**	115	41	**106**	223
-24	**-12**	10	9	**48**	118	42	**108**	226
-23	**-10**	14	10	**50**	122	43	**110**	230
-22	**-8**	18	11	**52**	126	44	**112**	234
-21	**-6**	21	12	**54**	129	46	**114**	237
-20	**-4**	25	13	**56**	133	47	**116**	241
-19	**-2**	28	14	**58**	136	48	**118**	244
-18	**0**	32	16	**60**	140	49	**120**	248

Abbildung 5-5

Außenlufttemperatur für ISA-Bedingung

Beispiel:

Druckhöhe.....8000 FT
Außentemp..... 48° F

ISA-Bedingung..... ISA + 10° C

Druck-höhe Ft	ISA-40°C		ISA-20°C		ISA		ISA+10°C		ISA+20°C	
	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F
SL	-25	-13	-5	23	15	59	25	77	35	95
1000	-27	-18	-7	18	13	54	23	72	33	90
2000	-29	-20	-9	16	11	52	21	70	31	88
3000	-31	-24	-11	12	9	48	19	66	29	84
4000	-33	-27	-13	9	7	45	17	63	27	81
5000	-35	-31	-15	5	5	41	15	59	25	77
6000	-37	-34	-17	2	3	38	13	56	23	74
7000	-39	-38	-19	-2	1	34	11	52	21	70
8000	-41	-42	-21	-6	-1	30	10	48	20	66
9000	-43	-45	-23	-9	-3	27	7	45	17	63
10000	-45	-49	-25	-13	-5	23	5	41	15	59
11000	-47	-52	-27	-16	-7	20	3	38	13	56
12000	-49	-56	-29	-20	-9	16	1	34	11	52
13000	-51	-59	-31	-23	-11	13	-1	31	9	49
14000	-53	-63	-33	-27	-13	9	-3	27	7	45

Abbildung 5-6

Überziehgeschwindigkeiten

Bedingungen:

- Gewicht..... 3000 LB
- Schwerpunkt (c.g.) .....Notierter
- Leistung .....Leerlauf
- Neigungswinkel..... Notiert

Beispiel:

Klappen..... OBEN (0%)
Neigungswinkel.....15°

Überziehgeschwindigkeit 66 KIAS | 68 KCAS

• Hinweis •

- Der Höhenverlust während der Flügelangleichung beim Überziehen kann mindestens 250 ft betragen.
- KIAS-Werte sind beim Überziehen eventuell nicht akkurat.

Gewicht	Neigungs-winkel	ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEITEN					
		Klappen 0% Ganz oben		Klappen 50%		Klappen 100% Ganz unten	
LB	Grad	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3000 Meist-FWD C.G.	0	65	67	61	63	56	59
	15	66	68	62	64	57	60
	30	70	72	65	68	61	63
	45	78	80	72	75	67	70
	60	92	95	86	89	80	83
3000 Meist ACHT C.G.	0	64	66	59	62	54	57
	15	65	67	60	63	55	58
	30	69	71	64	66	58	61
	45	76	78	71	73	64	68
	60	90	93	84	87	76	81

Abbildung 5-7

Windkomponenten

Bedingungen:

- Runway-Heading.....10°
- Windrichtung.....60°
- Windgeschwindigkeit.....15 Knoten

Beispiel:

Wind/Flugwegwinkel..... 50°
Seitenwindkomponente ..... 12 Knoten
Gegenwindkomponente..... 10 Knoten

• Hinweis •

- Der maximal erprobte Seitenwind ist 21 Knoten. Wert ist kein Grenzwert.

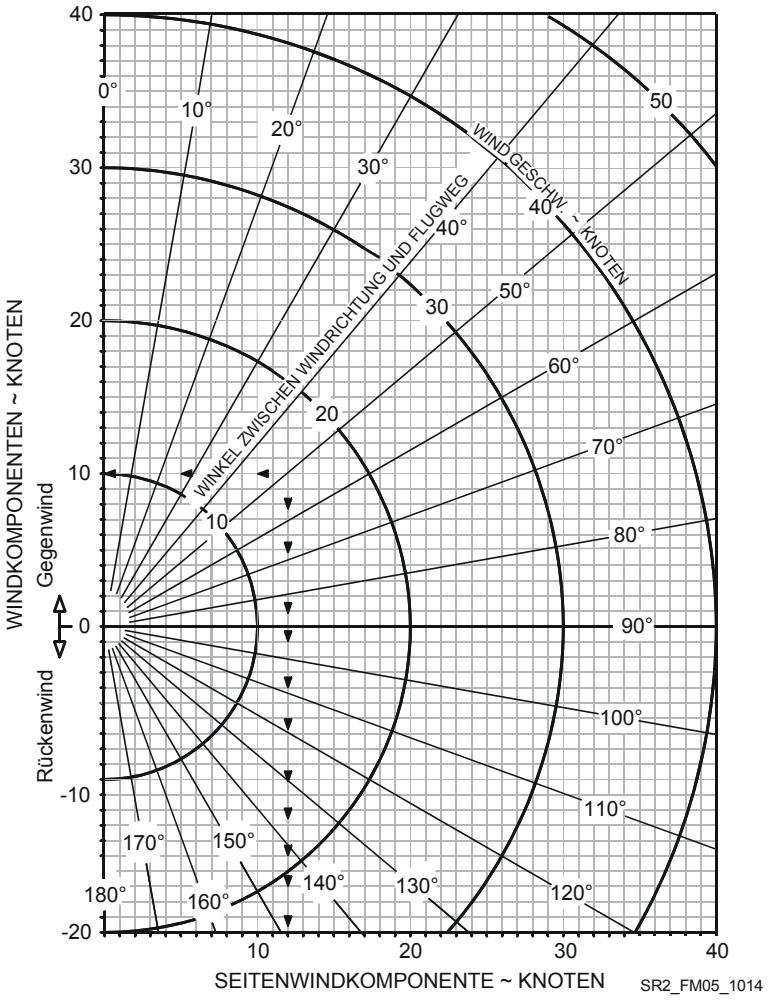


Abbildung 5-8

Startstrecke

Bedingungen:

- Wind ..... Null
- Startbahnzustand ..... Trocken, eben, befestigt
- Klappen 50%
- Leistung ..... Maximum vor Freigabe der Bremsen einstellen

Beispiel:

Außentemp..... 25°C
Gewicht ..... 3000 LB

Druckhöhe..... 2000 FT
Gegenwind..... 12 Knoten
Startbahnzustand..... Trocken, eben, befestigt

Abhubgeschwindigkeit ..... 69 KIAS
Hindernisüberfluggeschw..... 75 KIAS
Start-Rollstrecke ..... 1685 FT
Strecke über 50 ft. Hindernis 2380 FT

Faktoren:

Die folgenden Faktoren werden auf die berechnete Startstrecke für die notierten Bedingungen angewendet:

- Gegenwind - Für je 12 Knoten Gegenwind 10% von der berechneten Strecke abziehen.
- Rückenwind - Für je 2 Knoten Rückwind bis zu 10 Knoten 10% addieren.
- Grasbahn - 15% zur Bodenrollstrecke addieren.
- Schräge Bahn - Die Strecken aus der Tabelle wie folgt erhöhen: um 22% der Bodenrollstrecke auf Meeresspiegel, 30 % bei 5000 ft ü.d.M., 43% bei 10.000 ft ü.d.M. für je 1% Steigung. Die Strecken aus der Tabelle wie folgt reduzieren: um 7% der Bodenrollstrecke auf Meeresspiegel, 10 % bei 5000 ft ü.d.M., 14% bei 10,000 ft ü.d.M. für je 1% Gefälle.

• Vorsicht •

Die obigen Korrekturen für Steigungen oder Gefälle der Bahn müssen vorgenommen werden. Diese Korrekturen sollten mit Vorsicht angewandt werden, da die veröffentlichten Daten über Runway-Steigungen/Gefälle meistens Nettoangaben des Gesamtwerts von Anfang bis Ende der Bahn darstellen. Bei vielen Runways haben bestimmte Abschnitte größere oder kleinere Steigungen oder Gefälle als veröffentlicht, wodurch die Bodenrollschätzung aus der Tabelle entsprechend erhöht oder reduziert werden muss.

- Wenn die Bremsen während des Gasgebens nicht gehalten werden, gelten die Streckenwerte von dem Punkt ab, wo Vollgasgabe und Gemischeinstellung fertig waren.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.

Startstrecke

GEWICHT = 3000 LB
Geschw. beim Abheben = 68 KIAS
Geschw. über 50 Ft. Hindernis = 75 KIAS
Klappen - 50% · Startleistung · trocken, befestigt

Gegenwind: Pro 12 Knoten Gegenwind 10% abziehen.
Rückenwind: Pro 2 Knoten bis zu 10 Knoten Rückenwind 10% addieren.
Schräge Bahn: Siehe Faktoren.
Trockenes Gras: Zur Bodenrollstrecke 15% addieren

DRUCK-HÖHE FT	STRECKE ft.)	TEMPERATUR ~ °C 0	10	20	30	40	ISA
SL	**Bodenrollweg**	1287	1390	1497	1608	1724	1446
	50 ft	1848	1988	2132	2282	2437	2064
1000	**Bodenrollweg**	1412	1526	1643	1766	1893	1564
	50 ft	2022	2175	2333	2497	2666	2226
2000	**Bodenrollweg**	1552	1676	1805	1940	2079	1692
	50 ft	2214	2381	2555	2734	2920	2402
3000	**Bodenrollweg**	1706	1842	1985	2132	2286	1831
	50 ft	2426	2609	2799	2996	3200	2593
4000	**Bodenrollweg**	1877	2027	2183	2346		1983
	50 ft	2660	2861	3069	3285		2802
5000	**Bodenrollweg**	2066	2231	2404	2583		2149
	50 ft	2919	3139	3368	3605		3029
6000	**Bodenrollweg**	2276	2458	2648	2845		2329
	50 ft	3205	3447	3698	3959		3276
7000	**Bodenrollweg**	2509	2710	2919			2528
	50 ft	3522	3788	4064			3547
8000	**Bodenrollweg**	2768	2990	3221			2744
	50 ft	3872	4165	4469			3841
9000	**Bodenrollweg**	3056	3301	3555			2980
	50 ft	4261	4583	4917			4160
10000	**Bodenrollweg**	3376	3646				3241
	50 ft	4691	5046				4514

Abbildung 5-9
Blatt 1 von 2

Startstrecke

GEWICHT = 2500 LB
Geschw. beim Abheben = 65 KIAS
Geschw. über 50 Ft Hindernis = 70 KIAS
Klappen - 50% · Startleistung · trocken, befestigt

Gegenwind: Pro 12 Knoten Gegenwind 10% abziehen.
Rückenwind: Pro 2 Knoten bis zu 10 Knoten Rückenwind 10% addieren.
Schräge Bahn: Siehe Faktoren.
Trockenes Gras: Zur Bodenrollstrecke 15% addieren

DRUCK-HÖHE FT	STRECKE ft.)	TEMPERATUR ~ °C 0	10	20	30	40	ISA
SL	**Bodenrollweg**	813	878	946	1016	1090	912
	50 ft	1212	1303	1398	1496	1597	1350
1000	**Bodenrollweg**	892	964	1038	1116	1196	986
	50 ft	1326	1426	1529	1636	1747	1457
2000	**Bodenrollweg**	980	1059	1141	1226	1314	1067
	50 ft	1451	1561	1674	1791	1912	1572
3000	**Bodenrollweg**	1078	1164	1254	1348	1445	1156
	50 ft	1590	1709	1834	1962	2095	1697
4000	**Bodenrollweg**	1185	1281	1380	1483		1253
	50 ft	1743	1874	2010	2151		1835
5000	**Bodenrollweg**	1305	1410	1519	1632		1358
	50 ft	1912	2056	2205	2360		1985
6000	**Bodenrollweg**	1438	1553	1673	1798		1473
	50 ft	2098	2256	2421	2590		2140
7000	**Bodenrollweg**	1585	1712	1845			1599
	50 ft	2305	2479	2659			2324
8000	**Bodenrollweg**	1749	1889	2035			1737
	50 ft	2534	2725	2923			2517
9000	**Bodenrollweg**	1931	2085	2247			1887
	50 ft	2787	2997	3216			2727
10000	**Bodenrollweg**	2133	2304				2050
	50 ft	3068	3299				2986

Abbildung 5-9
Blatt 2 von 2

Steigfluggradient beim Start

Bedingungen:

- Leistung ..... Vollgas
- Gemisch ..... REICH
- Klappen 50%
- Fluggeschw..... Beste Steigrate

Beispiel:

Außentemp..... 20°C
Gewicht ..... 3000 LB
Druckhöhe..... 1750 FT

Steigfluggeschwindigkeit ... 85 Knoten
Gradient ..... 491 FT/NM

• Hinweis •

- Die gezeigten Steiggradienten entsprechen der Höhengewinnung über die horizontale Entfernung, die in Fuß pro nautische Meile ausgedrückt wird.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGGRADIENT ~ Ft pro NM				
			Temperatur ~ °C				
LB	FT	KIAS	-20	0	20	40	ISA
3000	SL	85	678	621	568	518	581
	2000	85	587	532	481	433	504
	4000	84	500	447	398	351	430
	6000	83	416	365	318		358
	8000	82	336	287	241		289
	10000	82	259	212			224
2500	SL	84	957	880	808	741	826
	2000	84	841	767	698	634	729
	4000	83	730	659	593	531	636
	6000	82	624	555	492		545
	8000	81	522	456	396		459
	10000	80	425	362			377

Abbildung 5-10

Steiggeschwindigkeit beim Start

Bedingungen:

- Leistung .....Vollgas
- Gemisch.....REICH
- Klappen.....50%
- Fluggeschw. .....Beste Steigrate

Beispiel:

Außentemp. .....20°C
Gewicht..... 3000 LB
Druckhöhe ..... 1750 FT

Steigfluggeschwindigkeit .. 85 Knoten
Steigrate ..... 725 FPM

• Hinweis •

- Die gezeigten Steigraten entsprechen der Höhenzunahme pro benötigter Zeiteinheit und werden in Fuß pro Minute ausgedrückt.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGRATE ~ Fuß pro Minute				
			Temperatur ~ °C				
LB	ft.)	KIAS	-20	0	20	40	ISA
3000	SL	85	905	862	817	771	828
	2000	85	807	761	712	663	734
	4000	84	707	657	606	554	639
	6000	83	607	553	499		545
	8000	82	504	447	390		450
	10000	82	401	341			356
2500	SL	84	1256	1201	1144	1086	1158
	2000	84	1136	1077	1017	955	1044
	4000	83	1014	952	888	824	929
	6000	82	892	825	758		815
	8000	81	768	698	627		701
	10000	80	643	569			587

Abbildung 5-11

Steigfluggradient beim Reiseflug

Bedingungen:

- Leistung ..... Vollgas
- Gemisch ..... REICH
- Klappen ..... 0% (OBEN)
- Fluggeschw..... Beste Steigrate

Beispiel:

Außentemp..... 20°C
Gewicht ..... 3000 LB
Druckhöhe..... 4200 FT

Steigfluggeschwindigkeit ... 94 Knoten
Gradient ..... 359 FT/NM

• Hinweis •

- Die gezeigten Steiggradienten entsprechen der Höhengewinnung über die horizontale Entfernung, die in Fuß pro nautische Meile ausgedrückt wird.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.
- Die maximale Betriebshöhe von 17.500 ft MSL kann erreicht werden, wenn das Bruttogewicht des Flugzeugs 2900 lb nicht übersteigt und die Umgebungstemperatur -20° C oder weniger beträgt.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGGRADIENT ~ Ft pro NM				
			Temperatur ~ °C				
LB	FT	KIAS	-20	0	20	40	ISA
3000	SL	96	650	589	533	481	549
	2000	95	560	502	448	398	474
	4000	94	474	418	367	319	402
	6000	93	392	338	289		332
	8000	92	313	216	214		265
	10000	91	237	188			200
	12000	91	164	118			139
	14000	90	95	51			80
2500	SL	93	846	777	712	652	728
	2000	92	741	674	612	554	640
	4000	92	640	576	516	461	555
	6000	91	543	482	425		473
	8000	90	451	392	337		395
	10000	89	363	306			320
	12000	88	279	224			248
	14000	88	198	147			180

Abbildung 5-12

Steigrate beim Reiseflug

Bedingungen:

- Leistung .....Vollgas
- Gemisch.....REICH
- Klappen..... 0% (OBEN)
- Fluggeschw. .....Beste Steigrate

Beispiel:

Außentemp. .....10°C
Gewicht..... 3000 LB
Druckhöhe ..... 6500 FT

Steigfluggeschwindigkeit .. 93 Knoten
Steigrate ..... 513 FPM

• Hinweis •

- Die gezeigten Steigraten stellen die Höhengewinnung in Fuß pro Zeiteinheit an und werden in Fuß pro Minute ausgedrückt.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.
- Die maximale Betriebshöhe von 17,500 ft MSL kann erreicht werden, wenn das Bruttogewicht des Flugzeugs 2900 lb nicht übersteigt und die Umgebungstemperatur -20° C oder weniger beträgt.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGRATE ~ Fuß pro Minute				
			Temperatur ~ °C				
LB	FT	KIAS	-20	0	20	40	ISA
3000	SL	96	979	923	866	808	880
	2000	95	868	808	748	688	775
	4000	94	756	693	630	567	671
	6000	93	642	576	510		566
	8000	92	527	458	389		462
	10000	91	411	339			357
	12000	91	294	218			252
	14000	90	175	97			148
2500	SL	93	1231	1175	1117	1058	1132
	2000	92	1109	1050	988	926	1016
	4000	92	987	923	858	793	900
	6000	91	863	796	727		785
	8000	90	738	667	595		670
	10000	89	612	537			555
	12000	88	484	405			440
	14000	88	355	273			325

Abbildung 5-13

Zeit, Brennstoffverbrauch und Strecke beim Steigen

Bedingungen:

- Leistung ..... Vollgas
- Gemisch ..... REICH
- Brennstoffdichte..... 6,0 LB/GAL
- Gewicht..... 3000 LB
- Wind ..... Null
- Steigfluggeschw..... Notiert

Beispiel:

Außentemp..... ISA
Gewicht ..... 3000 LB
Flugh. Druck..... 1000 FT
Druckhöhe..... 12000 FT

Steigdauer ..... 23,5 Minuten
Brennstoff zum Steigen ..... 4,7 Gal.
Steigstrecke ..... 39 NM

Faktoren:

- Brennstoff zum Rollen - 1 Gallone für Anlassen, Rollen und Start addieren.
- Temperatur - Für je 10ºC über der Standardtemperatur den berechneten Werten 10% hinzufügen.

Druck-höhe	OAT (ISA)	Steigge-schw.	Steig rate	ZEIT, BRENNSTOFF, STRECKE ~ ab Meeresspiegel		
				Zeit	Brennst.	Strecke
FT	°C	KIAS	FPM	Minuten	US- Gal.	NM
SL	**15**	**96**	**880**	0,0	0,0	0
1000	**13**	**96**	**828**	1,3	0,3	2
2000	**11**	**95**	**775**	2,4	0,6	4
3000	**9**	**94**	**723**	3,8	1,0	6
4000	**7**	**94**	**671**	5,2	1,3	8
5000	**5**	**93**	**618**	6,7	1,7	11
6000	**3**	**93**	**566**	8,4	2,0	14
7000	**1**	**92**	**514**	10,3	2,4	17
8000	**-1**	**92**	**462**	12,3	2,9	21
9000	**-3**	**91**	**409**	14,6	3,3	25
10000	**-5**	**91**	**357**	17,2	3,8	29
11000	**-7**	**91**	**305**	20,3	4,4	35
12000	**-9**	**91**	**252**	23,8	5,0	41
13000	**-11**	**91**	**200**	28,3	5,8	49
14000	**-13**	**90**	**148**	34,0	6,8	60

Abbildung 5-14

Reiseflugleistung

Bedingungen:

- Gemisch ..... Beste Leistung
- Reisefluggewicht .....2600 LB
- Wind ..... Null

Hinweis:
3 KTS abziehen, wenn Bugradstraken entfernt.

Beispiel:

Außentemp. .....33°C
Drehzahl ..... 2700 U/min
Reisedruckhöhe ..... 8000 FT

% Leistung (24,0 MAP) 73%
Wahre Fluggeschw. ..... 154 Knoten
Brennstoffffluss..... 11,4 GPH

2000 Ft Druckhöhe

		ISA - 30° C (-19° C)			ISA (11° C)			ISA + 30° C (41° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	**27,8**	101%	160	16,0	95%	160	15,0	91%	157	14,2
2500	**27,8**	90%	154	14,1	85%	154	13,4	81%	151	12,9
2500	**26,6**	85%	151	13,4	80%	151	12,8	76%	148	11,7
2500	**25,4**	80%	147	12,7	75%	147	11,6	72%	144	11,3
2500	**24,1**	74%	143	11,5	70%	143	11,1	67%	140	10,7
2500	**22,9**	69%	139	11,0	65%	139	10,6	62%	136	10,2
2500	**22,0**	65%	136	10,5	62%	136	10,2	59%	133	9,9
2500	**19,7**	55%	127	9,5	52%	127	9,20	50%	124	8,9

4000 Ft Druckhöhe

		ISA - 30° C (-19° C)			ISA (7° C)			ISA + 30° C (37° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	**25,8**	94%	159	14,8	89%	159	14,4	84%	157	13,4
2500	**25,8**	84%	153	13,3	79%	153	12,7	75%	150	11,7
2500	**24,8**	80%	150	12,7	75%	150	11,6	72%	147	11,2
2500	**23,6**	75%	146	11,5	70%	146	11,1	67%	143	10,8
2500	**22,3**	69%	141	10,9	65%	141	10,5	62%	138	10,2
2500	**21,0**	63%	136	10,3	60%	136	10,0	57%	133	9,7
2500	**19,8**	58%	131	9,8	55%	131	9,4	52%	129	9,2

6000 Ft Druckhöhe

		ISA - 30° C (-27° C)			ISA (3° C)			ISA + 30° C (33° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	**24,0**	88%	159	13,8	83%	159	13,1	79%	156	12,6
2500	**24,0**	79%	152	12,0	74%	152	11,5	71%	149	11,1
2500	**23,0**	74%	148	11,5	70%	148	11,1	67%	145	10,7
2500	**21,8**	69%	144	11,0	65%	144	10,6	62%	141	10,2
2500	**20,8**	65%	140	10,4	61%	140	10,0	58%	137	9,7
2500	**19,4**	59%	134	9,8	55%	134	9,5	53%	131	9,2

Abbildung 5-15
Blatt 1 von 2

Reiseflugleistung

8000 Ft Druckhöhe										
		ISA - 30° C (-31° C)			ISA (-1° C)			ISA + 30° C (29° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	22,2	82%	157	12,9	77%	157	11,6	73%	154	11,4
2500	22,2	73%	150	11,4	69%	150	11,0	65%	147	10,6
2500	21,2	69%	146	10,9	65%	146	10,5	62%	143	10,2
2500	20,1	64%	142	10,4	60%	142	10,0	57%	139	9,7
2500	18,9	59%	136	9,8	55%	136	9,5	52%	134	9,2
2500	17,7	53%	131	9,2	50%	131	8,9	48%	128	8,7

10,000 Ft Druckhöhe										
		ISA - 30° C (-35° C)			ISA (-5° C)			ISA + 30° C (25° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	20,6	76%	155	11,7	72%	155	11,2	68%	152	10,9
2500	20,6	68%	148	10,8	64%	148	10,5	61%	145	10,1
2500	19,6	64%	144	10,4	60%	144	10,0	57%	141	9,7
2500	18,5	59%	139	9,8	55%	139	9,5	53%	136	9,2
2500	17,3	54%	134	9,3	50%	134	9,0	48%	131	8,7

12,000 Ft Druckhöhe										
		ISA - 30° C (-39° C)			ISA (-9° C)			ISA + 30° C (21° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	19,0	70%	153	11,1	66%	153	10,7	63%	150	10,3
2500	19,0	63%	146	10,3	59%	146	9,9	56%	143	9,6
2500	18,0	59%	141	9,8	55%	141	9,5	52%	138	9,2
2500	16,8	53%	136	9,2	50%	136	8,9	47%	133	8,6

14,000 Ft Druckhöhe										
		ISA - 30° C (-43° C)			ISA (-13° C)			ISA + 30° C (17° C)		
U/min	MAP	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH	PWR	KTAS	GPH
2700	17,6	66%	151	10,5	62%	151	10,2	58%	148	9,8
2500	17,6	59%	144	9,8	55%	144	9,5	52%	141	9,2
2500	16,5	54%	142	9,3	50%	142	9,0	48%	139	8,7

Abbildung 5-15
Blatt 2 von 2

Flugdauer- und Reichweitenprofil

Bedingungen:

- Gewicht .....3000 LB
- Temperatur.....Standard/Tag
- Wind.....Null
- Gemisch.....s. Tabellen
- Gesamtbrennstoff .....56 Gallonen

Beispiel:

Leistungseinstellung 65%
Startdruckhöhe..... 2000 FT
Reisedruckhöhe ..... 6000 FT

Brennstoff zum Steigen	1,4 Gal.
Reiseflug-Brennstofffluss	10,5 GPH
Dauer	4,4 Std.
Reichweite	635 NM
Wahre Fluggeschw.	143 Knoten

• Hinweis •

- Verbleibender Kraftstoff für den Reiseflug beinhaltet 10.1 Gallonen für 45 Minuten IFR reserve bei 75% Leistung, sowie fuer den Sinkflug benötigten Kraftstoff.
- Die aufgeführten Reichweiten-/Flugdauerwerte beinhalten den Abstieg zum Zielort bei 160 KIAS und 500 fpm.

75% LEISTUNG — **Gemisch = Beste Leistung**

Druck-höhe FT	Steig Brennst Gal	Brennst Restmenge für Reise-flug Gal	Flugge-schwin-digkeit KTAS	Brenn-stoff-fluss GPH	Dauer Std.	Reich-weite NM	Spez. Reich-weite Nm/Gal
0	0,0	46,3	143	11,6	4,0	576	12,3
2000	0,6	45,7	147	11,6	4,0	594	12,6
4000	1,3	45,0	150	11,6	4,0	606	12,7
6000	2,0	44,3	152	11,6	4,0	617	12,7
8000	2,9	43,4	155	11,6	4,0	627	12,8
10000	3,8	42,5					
12000	5,0	41,3					
14000	6,8	39,5					

Abbildung 5-16
Blatt 1 von 2

Flugdauer- und Reichweitenprofil

65% LEISTUNG							Gemisch = Beste Leistung
Druck-höhe FT	Steig Brennst Gal	Brennst Restmenge für Reise-flug Gal	Flugge-schwin-digkeit KTAS	Brenn-stoff-fluss GPH	Dauer Std.	Reich-weite NM	Spez. Reich-weite Nm/Gal
0	0,0	46,3	137	10,5	4,4	608	13,0
2000	0,6	45,7	139	10,5	4,4	620	13,1
4000	1,3	45,0	141	10,5	4,4	628	13,2
6000	2,0	44,3	143	10,5	4,4	635	13,2
8000	2,9	43,4	145	10,5	4,4	645	13,3
10000	3,8	42,5	147	10,5	4,4	654	13,3
12000	5,0	41,3	150	10,5	4,4	666	13,4
14000	6,8	39,5					

55% LEISTUNG							Gemisch = Beste Economy
Druck-höhe FT	Steig Brennst Gal	Brennst Restmenge für Reise-flug Gal	Flugge-schwin-digkeit KTAS	Brenn-stoff-fluss GPH	Dauer Std.	Reich-weite NM	Spez. Reich-weite Nm/Gal
0	0,0	46,3	127	8,4	5,5	708	15,2
2000	0,6	45,7	130	8,4	5,5	726	15,5
4000	1,3	45,0	131	8,4	5,5	731	15,4
6000	2,0	44,3	134	8,4	5,5	745	15,6
8000	2,9	43,4	136	8,4	5,5	755	15,7
10000	3,8	42,5	139	8,4	5,4	768	15,9
12000	5,0	41,3	141	8,4	5,4	776	15,9
14000	6,8	39,5	144	8,4	5,4	785	16,0

Abbildung 5-16
Blatt 2 von 2

Steiggradient bei Durchstartlandungen

Bedingungen:

- Leistung .....Vollgas
- Gemisch.....REICH
- Klappen..... 100% (UNTEN)
- Fluggeschw. .....Beste Steigrate

Beispiel:

Außentemp. .....20°C
Gewicht..... 2500 LB
Druckhöhe ..... 2000 FT

Steigfluggeschwindigkeit .. 74 Knoten
Steigrate .....679 FT/NM

• Hinweis •

- Die gezeigten Steiggradienten für Durchstartlandungen entsprechen der Höhengewinnung über die horizontale Entfernung, die in Fuß pro nautische Meile ausgedrückt wird.
- Bei den gestrichelten Zellen der Tabelle liegt die Leistung unterhalb der Mindestanforderung für die Steigung bei der Durchstartlandung.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.
- Dieses Diagramm ist für die Zertifizierung erforderlich. Es kann jedoch eine wesentlich bessere Leistung erzielt werden, wenn die aufgeführten besten Steigraten mit Klappen nach unten oder das Durchstartlandeverfahren in Abschnitt 4 befolgt wird.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGGRADIENT ~ Ft pro NM				
			Temperatur ~ °C				
LB	FT	KIAS	-20	0	20	40	ISA
2900	SL	75	779	699	626	558	644
	2000	74	664	585	515	449	547
	4000	73	548	475	408	346	451
	6000	72	440	369	305	-	359
	8000	71	335	268	206	-	271
	10000	70	235	170	-	-	186
2500	SL	75	987	894	807	728	829
	2000	74	851	762	679	603	716
	4000	73	721	635	557	484	608
	6000	72	596	514	439	-	502
	8000	71	477	398	327	-	401
	10000	70	362	287	-	-	305

Abbildung 5-17

Steiggeschwindigkeit bei Durchstartlandung

Bedingungen:

- Leistung ..... Vollgas
- Gemisch ..... REICH
- Klappen .....100% (UNTEN)
- Steigfluggeschw.....Notiert

Beispiel:

Außentemp..... 20°C
Gewicht .....2500 LB
Druckhöhe.....4000 FT

Steigfluggeschwindigkeit ...73 Knoten
Steigrate..... 733 FT/NM

• Hinweis •

- Die aufgeführten Durchstartlandung-Steigraten entsprechen der Höhengewinnung bei ganz ausgefahrenen Klappen pro Zeiteinheit und werden in Fuß pro Minute ausgedrückt.
- Bei den gestrichelten Zellen der Tabelle liegt die Leistung unterhalb der Mindestanforderung für die Steigung bei der Durchstartlandung.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.
- Dieses Diagramm ist für die Zertifizierung erforderlich. Es kann jedoch eine wesentlich bessere Leistung erzielt werden, wenn die aufgeführten besten Steigraten mit Klappen nach unten oder das Durchstartlandeverfahren in Abschnitt 4 befolgt wird.

Gewicht	Druck-höhe	Steigge-schw.	STEIGRATE ~ Fuß pro Minute				
			Temperatur ~ °C				
LB	FT	KIAS	-20	0	20	40	ISA
2900	SL	75	905	845	785	724	800
	2000	74	789	726	662	598	691
	4000	73	671	604	538	471	581
	6000	72	552	482	412	-	471
	8000	71	432	359	286	-	362
	10000	70	310	234	-	-	252
2500	SL	75	1142	1076	1009	942	1026
	2000	74	1011	942	872	801	904
	4000	73	880	807	733	660	781
	6000	72	747	670	593	-	658
	8000	71	613	533	453	-	537
	10000	70	478	394	-	-	414

Abbildung 5-18

Landestrecke

Bedingungen:

- Technik ..... Normal
- Wind ..... Null
- Runway-Zustand ..... befestigt
- Klappen 100%
- Leistung ..... 3° Leistung Anflug bis 50 FT Hindernis, dann Leistungshebel auf - LEERLAUF

Beispiel:

Außentemp. ..... 10°C
Gewicht ..... 2900 LB
Druckhöhe ..... 2000 FT
Gegenwind ..... Null

Landerollweg ..... 1072 FT
Strecke über 50 ft. Hindernis 2116 FT

Faktoren:

Die folgenden Faktoren werden auf die berechnete Landestrecke für die notierten Bedingungen angewendet:

- Leistung für 3° Gleitflug über Hindernis, dann Reduzierung auf Leerlauf.
- Gegenwind - Für je 13 Knoten Gegenwind 10% von der berechneten Strecke abziehen.
- Rückenwind - Für je 2 Knoten Rückwind bis zu 10 Knoten 10% addieren.
- Trockene Grasbahn - 40% zur Bodenrollstrecke addieren.
- Schräger Runway - Die Bodenrollstrecken aus der Tabelle pro 1% Gefälle um 27% erhöhen. Die Bodenrollstrecken aus der Tabelle pro 1% Steigung um 9% reduzieren.

• Vorsicht •

Die obigen Korrekturen für Steigungen oder Gefälle der Bahn müssen vorgenommen werden. Diese Korrekturen sollten mit Vorsicht angewandt werden, da die veröffentlichten Daten über Runway-Steigungen/Gefälle meistens Nettoangaben des Gesamtwerts von Anfang bis Ende der Bahn darstellen. Bei vielen Runways haben bestimmte Abschnitte größere oder kleinere Steigungen oder Gefälle als veröffentlicht, wodurch die Bodenrollschätzung aus der Tabelle entsprechend erhöht oder reduziert werden muss.

- Bei Betrieb in Außentemperaturen unter den in der Tabelle angegebenen Temperaturen, die kälteste aufgeführte Temperatur verwenden.
- Bei Betrieb in Außentemperaturen über den in der Tabelle angegebenen Temperaturen muss mit äußerster Vorsicht vorgegangen werden.

Landestrecke

GEWICHT = 2900 LB
Geschw. über 50 Ft Hindernis = 75 KIAS
Klappen - 100% · Leerlauf · trockene, ebene, befestigte Fahrbahn

Gegenwind: Pro 13 Knoten Gegenwind 10% abziehen.
Rückenwind: Pro 2 Knoten bis zu 10 Knoten Rückenwind 10% addieren.
Schräge Bahn: Siehe Faktoren.
Trockenes Gras: Zur Bodenrollstrecke 40% addieren

DRUCK-HÖHE FT	STRECKE FT	TEMPERATUR ~ °C 0	10	20	30	40	ISA
SL	**Bodenrollweg**	962	997	1032	1067	1102	1014
	50 ft	1972	2017	2063	2109	2156	2040
1000	**Bodenrollweg**	997	1034	1070	1067	1143	1045
	50 ft	2018	2065	2113	2161	2210	2079
2000	**Bodenrollweg**	1034	1072	1110	1148	1186	1076
	50 ft	2066	2116	2166	2217	2268	2121
3000	**Bodenrollweg**	1073	1112	1151	1191	1230	1108
	50 ft	2117	2169	2222	2275	2329	2164
4000	**Bodenrollweg**	1113	1154	1195	1236		1142
	50 ft	2170	2225	2281	2337		2209
5000	**Bodenrollweg**	1156	1198	1240	1283		1177
	50 ft	2227	2285	2343	2402		2256
6000	**Bodenrollweg**	1200	1244	1288	1332		1214
	50 ft	2287	2348	2409	2471		2306
7000	**Bodenrollweg**	1246	1292	1337			1251
	50 ft	2351	2415	2479			2358
8000	**Bodenrollweg**	1295	1342	1389			1291
	50 ft	2418	2485	2553			2412
9000	**Bodenrollweg**	1345	1394	1444			1331
	50 ft	2490	2560	2631			2470
10000	**Bodenrollweg**	1398	1449				1373
	50 ft	2565	2639				2529

Abbildung 5-19

Leerseite

Abschnitt 6
Gewicht und Schwerpunkt

Inhaltsverzeichnis

Einführung 6-3
Wägeformular 6-6
Wägeverfahren 6-7
Gewicht- und Schwerpunktprotokoll 6-10
Beladungsanweisung 6-12
Schwerpunktgrenzen 6-14
Gewicht und Schwerpunkt Beladungsformular 6-15
Beladungsdaten 6-16
Momentgrenzen 6-17
Ausrüstungsverzeichnis 6-18

Leerseite

Einführung

Dieser Abschnitt beschreibt das Verfahren zur Bestimmung des Leergewichts und des Moments des Flugzeuges. Zur Bezugnahme liegen Musterformulare bei. Die Verfahren zur Berechnung des Gewichts und Moments für verschiedene Operationen sind ebenfalls enthalten. Ein umfassendes Verzeichnis aller für dieses Flugzeug erhältlichen Geräte ist im hinteren Teil dieses Abschnitts aufgeführt.

Beachten Sie, dass die für dieses Flugzeug spezifischen Informationen in Bezug auf Gewicht, Hebelarm, Moment und installierte Geräte für dieses Flugzeug nur in dem Plastikumschlag an der Rückseite dieses Handbuchs zu finden sind.

Der Pilot ist dafür verantwortlich, sicherzustellen, dass das Flugzeug richtig beladen wird.

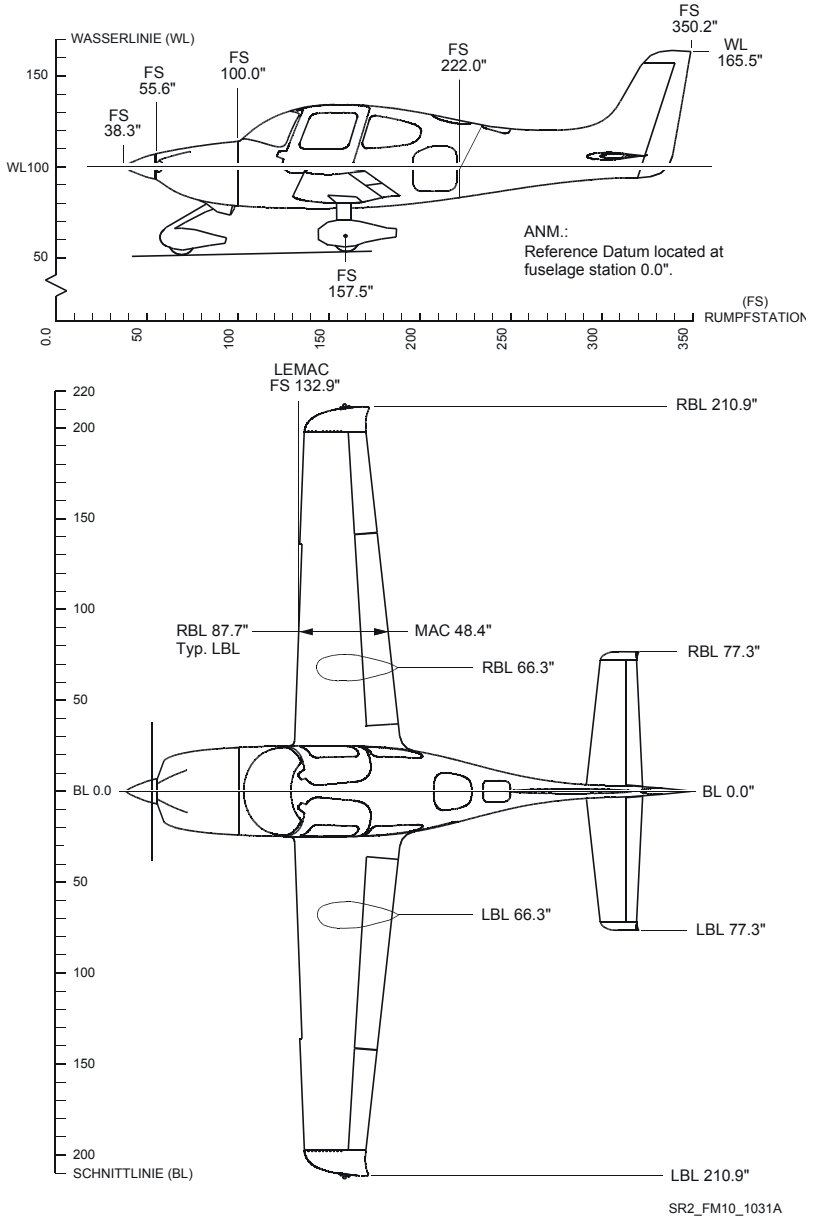


Abbildung 6-1
Maßangaben zum Flugzeug

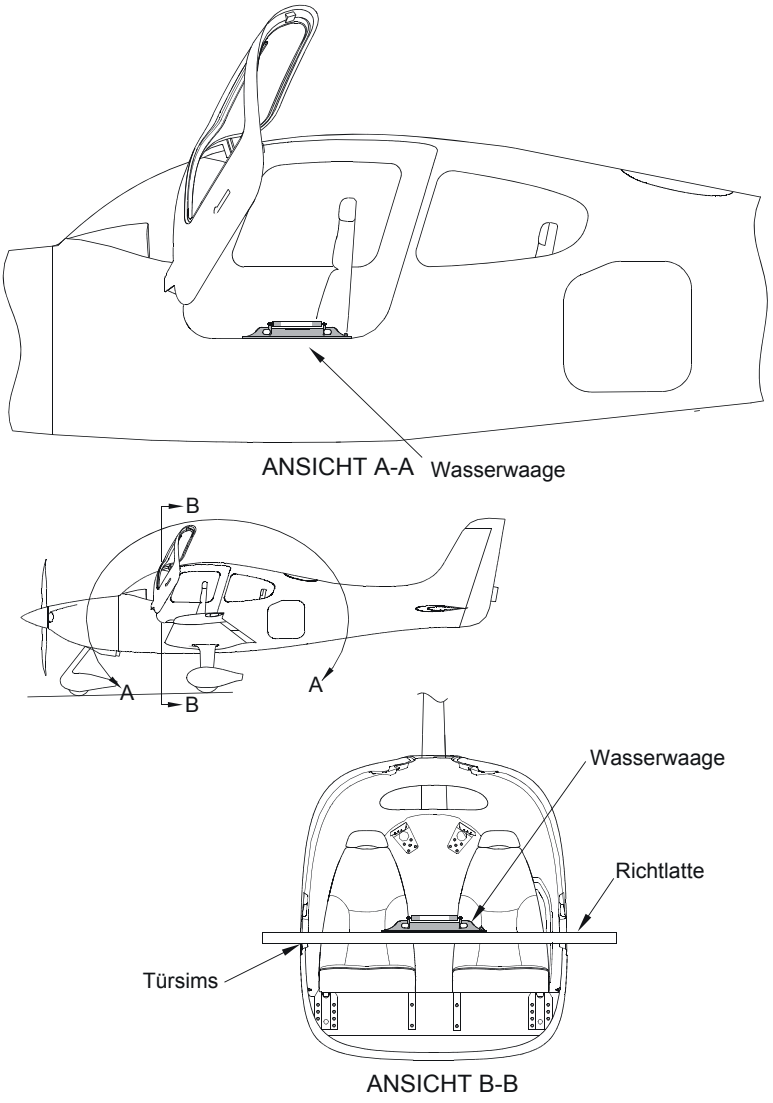
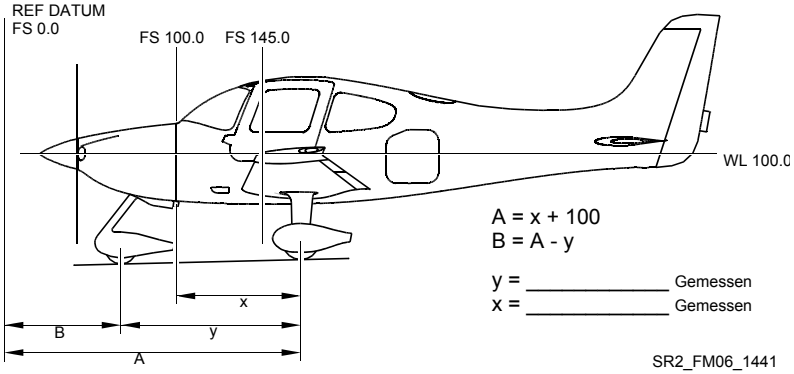


Abbildung 6-2
Nivellierung des Fugzeuges

Wägeformular



Wägepunkt	Waagen-ablesung	- Tara	= Nettogewicht	X Hebelarm	= Moment
L Haupt				a.	
R Haupt				A=	
Bug				B=	
Gesamt **laut Wiegung**				Schwerpunkt=	
Schwerpunkt = Gesamtmoment ÷ Gesamtgewicht *Platz unten für Additionen/Subtraktionen zum gewogenen Zustand*					
Leergewicht				Schwerpunkt=	
Motoröl (wenn Öl abgelassen) *15 lb bei FS 78,4, Moment = 1176*					
Nicht nutzbarer Brennstoff			26,4	153,95	4064
Grundleergewicht				Schwerpunkt=	

Abbildung 6-3
Wägeformular

Wägeverfahren

Grundleergewicht und Schwerpunkt wurden direkt vor der Auslieferung des Flugzeugs ermittelt. Ein erneutes Wiegen zur Bestimmung des richtigen Leergewichts und Schwerpunkts ist jedoch eventuell aufgrund von Modifikationen, Verlust der Unterlagen, Ergänzung oder Verlagerung von Geräten, Durchführung der Service-Bulletins und anderer Gewichtszunahmen im Laufe der Zeit erforderlich. Die Häufigkeit des erneuten Wiegens wird vom Betreiber bestimmt. Der Betreiber ist für alle Veränderungen des Grundleergewichts und Schwerpunkts verantwortlich. *Konsultieren Sie zu Abschnitt 8 fuer spezifische Service -Verfahren.*

1. Vorbereitung:
   A. Die Reifen auf den empfohlenen Betriebsdruck füllen.
   B. Bremsanlagentank warten.
   C. Lassen Sie den Kraftstoff ab.
   D. Motoröl warten.
   E. Crew-Sitze in die vorderste Position stellen.
   F. Klappen in die ganz eingefahrene Position einfahren.
   G. Alle Steuerorgane in die Neutralstellung stellen.
   H. Einbau und Lage aller Geräte bestätigen und mit dem Ausrüstungsverzeichnis vergleichen.
2. Ausrichtung der horizontalen Lage (Abbildung 6-2):
   A. Zur Ausrichtung auf das Fensterbrett der Pilotentür längs und quer eine Wasserwaage legen. (Siehe Abbildung 6-2) Alternativ können die vorderen und achtern Tool-Löcher entlang einer Wasserlinie von 95,9 gesichtet werden.
   B. Alle Räder auf die Waage stellen (Mindestkapazität der Waage ist 500 lbs für Bug und je 1000 lbs pro Hauptrad).
   C. Den Bugreifen entleeren und/oder auf Klötze stellen, bis die Luftblase in der Wasserwaage genau in der Mitte liegt.

3. Wiegen (Abbildung 6-3):

   A. Das auf der Waage angezeigte Gewicht bei horizontal ausgerichtetem Flugzeug, geschlossenen Türen und gelösten Bremsen aufzeichnen. Von jeder Ablesung die Tara abziehen (wenn zutreffend).

4. Messung (Abbildung 6-3):

   A. Zum Erhalt des Maßes ‘x’ wird horizontal entlang der Flugzeug-Mittellinie (BL 0) in einer Linie zwischen den Mittelpunkten der Haupträder bis zu einem Lot an der Vorderseite des Brandschotts (FS 100) gemessen. Zum Erhalt des linken und rechten Hebelarms (Maß 'A') 100 zu diesen Maßen addieren. Maß ‘A’ liegt meistens im Bereich von 157,5.

   B. Zum Erhalt des Maßes ‘y’ horizontal und parallel zur Mittellinie des Flugzeugs (BL 0) vom Mittelpunkt der Bugradachse links bis zu einem Lot zwischen den Hauptradmittelpunkten messen. Diese Messung auf der rechten Seite wiederholen und den Mittelwert der Messungen berechnen. Dieses Maß vom Maß ‘A’ abziehen, um den Hebelarm des Bugrads (Maß ‘B’) zu erhalten.

5. Das Moment für jeden Haupt- und Bugradwägepunkt unter Verwendung der folgenden Formel bestimmen und aufzeichnen:

   Moment = Nettogewicht x Hebelarm

6. Das gewogene Gewicht und Moment durch Addieren der entsprechenden Spalten kalkulieren und aufzeichnen.

7. Den durch die Wägung ermittelten Schwerpunkt in Zoll achtern der Bezugsebene unter Verwendung folgender Formel berechnen und aufzeichnen:

   Schwerpunkt = Gesamtmoment ÷ Gesamtgewicht

8. Alle nicht im gewogenen Zustand enthaltenen Zuladungen addieren oder subtrahieren, um den Leerzustand zu ermitteln. Dann wird die obige Formel zur Schwerpunktbestimmung dieses Zustands verwendet.

9. Korrekturwerte für Motoröl (15 lb bei FS 78,4) addieren, wenn das Flugzeug mit abgelassenem Öl gewogen wurde. Den Korrekturwert für den nutzbaren Brennstoff (26,4 lb bei FS 153,95) addieren, um das Grundleergewicht und Moment zu bestimmen. Den Schwerpunkt des Grundleergewichts durch Anwendung der obigen Schwerpunktformel berechnen und aufzeichnen.
10. Die neuen Gewichts- und Schwerpunktwerte im Gewicht- und Schwerpunktprotokoll aufzeichnen (Abbildung 6-4).

Mit dem obigen Verfahren wird das Grundleergewicht, Moment und der Schwerpunkt in Zoll achtern der Bezugsebene ermittelt. Der Schwerpunkt (c.g.) kann auch in Bezug auf seine Lage in Prozent des Mean Aerodynamic Cord (MAC) unter Verwendung folgender Formel ausgedrückt werden:

Schwerpunkt (c.g.) % MAC = 100 x (C.G. Zoll - LEMAC) ÷ MAC

Wobei:

LEMAC = 132,9

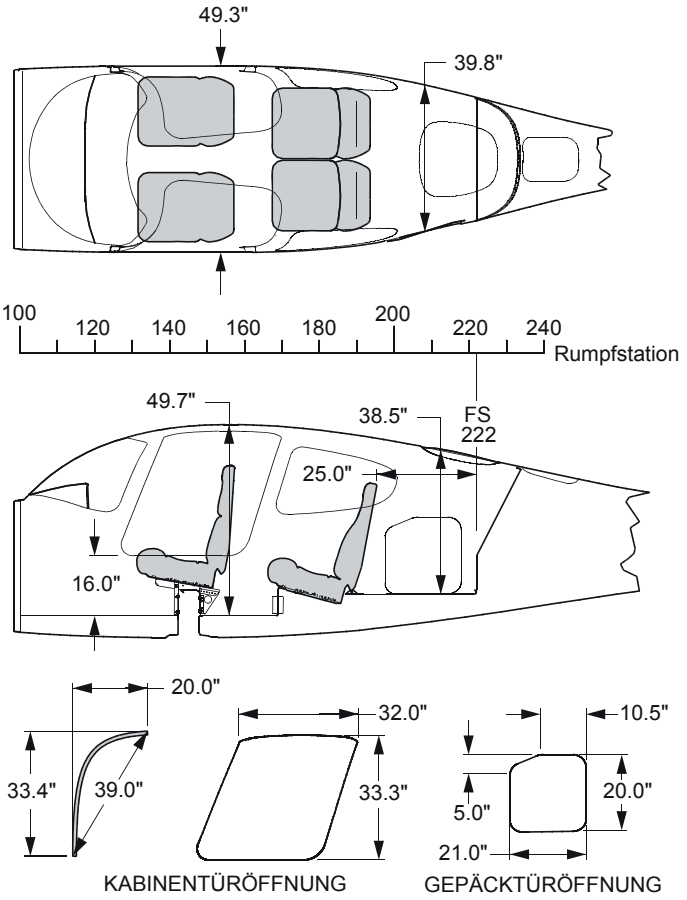
MAC = 48,4

Gewicht- und Schwerpunktprotokoll

Verwenden Sie dieses Formular, um alle Änderungen und Modifizierungen an der Flugzeugstruktur oder an der Ausrüstung aufzuzeichnen, die sich auf Gewicht und Schwerpunkt auswirken.

Seriennr.:			Reg. Nr.:					Seite von	
Datum	Pos.		Beschreibung des modifizierten Artikels	Gew.-Änderung Hinzugefügt (+) oder entfernt (-)			Laufendes Grund leergewicht		
	Hinzu	Entf		GEW LB	ARM ZOLL	MOM/ 1000	GEW LB	MOM/ 1000
			Im Lieferzustand					

Abbildung 6-4
Gewicht- und Schwerpunktprotokoll



SR2_FM06_1019

Lage	Länge	Breite	Höhe	Volumen
Kabine	122	49,3”	49,7	137 cu ft
Gepäckraum	36	39,8”	38,5”	32 cu ft

Abbildung 6-5
Innenabmessungen des Flugzeugs

Beladungsanweisung

Der Pilot ist dafür verantwortlich, sicherzustellen, dass das Flugzeug richtig beladen und innerhalb der vorgeschriebenen Gewichts- und Schwerpunktgrenzen betrieben werden. Zur Berechnung des Gesamtgewichts und Moments für die Beladung braucht der Pilot folgende Informationen. Das kalkulierte Moment wird dann mit dem Diagramm oder der Tabelle für Momentgrenzen (Abbildung 6-9) verglichen, um die richtige Beladung zu bestimmen.

Zur Bestimmung der Flugzeugbeladung wird das Gewicht und Schwerpunkt Beladungsformular (Abbildung 6-7), das Beladungsdaten-Diagramm bzw. die Tabelle (Abbildung 6-8) und das Momentgrenzen-Diagramm bzw. die Tabelle (Abbildung 6-9) verwendet.

1. **Grundleergewicht** - Das aktuelle Grundleergewicht und Moment aus dem Gewicht- und Schwerpunktprotokoll (Abbildung 6-4) eintragen.
2. **Vordersitzinsassen** - Gesamtgewicht und Moment/1000 für die Vordersitzinsassen aus den Beladungsdaten (Abbildung 6-8) eintragen.
3. **Rücksitzinsassen** - Gesamtgewicht und Moment/1000 für die Rücksitzinsassen aus den Beladungsdaten (Abbildung 6-8) eintragen.
4. **Gepäck** - Gewicht und Moment für das Gepäck aus den Beladungsdaten (Abbildung 6-8) eintragen.
   - Falls gewünscht eine Zwischensumme der Gewichte und Momente/1000 aus Schritt 1 bis 4 errechnen. Das ist der *Null-Brennstoff-Zustand*. Er beinhaltet alle nutzbaren Beladungspositionen außer dem Brennstoff.
5. **Brennstoffbeladung** - Gewicht und Moment des nutzbaren Brennstoffs im Flugzeug aus den Beladungsdaten (Abbildung 6-8) eintragen.
   - Zwischensumme des Gewichts und Moments/1000 ermitteln. Das ist der *Rampenzustand* oder das Gewicht und Moment des Flugzeugs vor dem Rollen.

6. **Brennstoff für Anlassen, Rollen und Hochfahren** - Dieser Wert ist bereits auf dem Formular eingetragen. Normalerweise werden zum Anlassen, Rollen und Hochfahren bei einem mittleren Moment/1000 von 0,92 ca. 6 lbs Brennstoff gebraucht.
7. **Startzustand** - Das Gewicht und Moment/1000 für Schritt 8 (Anlassen, Rollen, Hochfahren) von den Rampenzustandswerten (Schritt 7) abziehen, um das Startgewicht und Moment/1000 zu ermitteln.
   - Das Gesamtgewicht beim Start darf die maximale Gewichtsgrenze von 3000 lbs nicht übersteigen.
   - Das Gesamtmoment/1000 darf nicht über dem maximalen oder unter dem Mindestmoment/1000 für das *Startzustandgewicht* liegen, das aus dem Momentgrenzendiagramm bzw. der Tabelle ermittelt wurde (Abbildung 6-9).

Schwerpunktgrenzen

Die Diagramme unten zeigen das Schwerpunkt-Envelope des Flugzeugs in Zoll achtern der Bezugsebene und als Prozent des Mean Aerodynamic Cord (Bezugsflügeltiefe) (MAC). Die Beziehung zwischen beiden Werten ist in den Wägeanweisungen beschrieben.

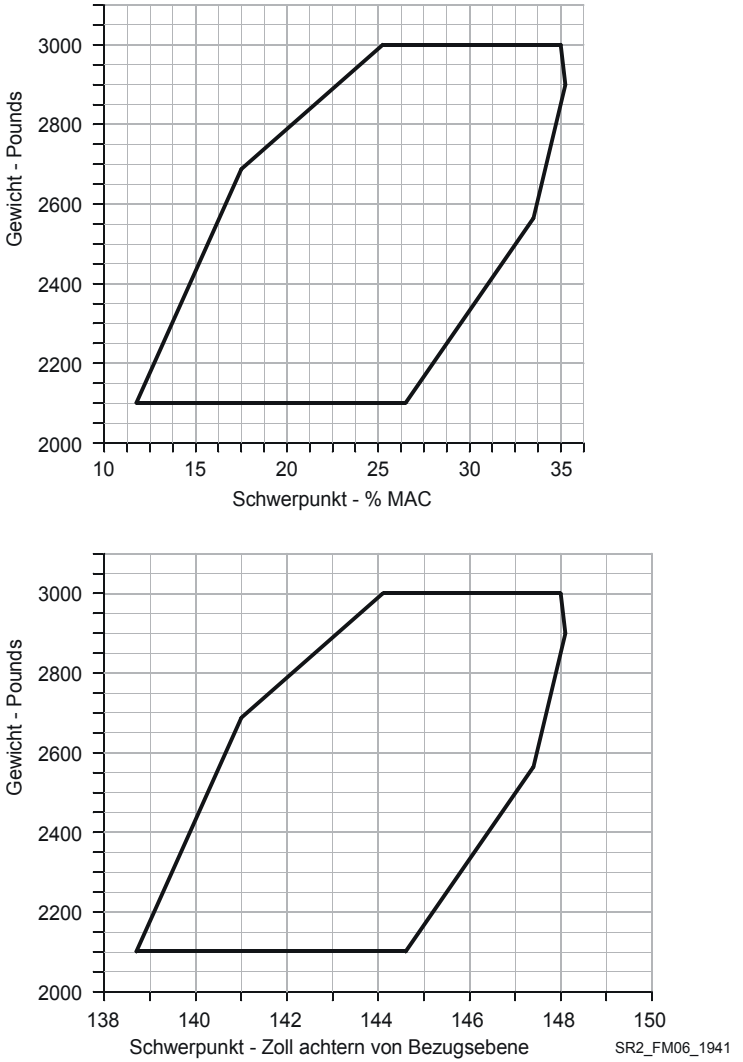


Abbildung 6-6
Schwerpunktgrenzen

Gewicht und Schwerpunkt Beladungsformular

Seriennr.:_____ Datum:_____

Reg. Nr.: _____ Initialen: _____

Pos.	Beschreibung	Gewicht LB	Moment/ 1000
1.	**Grundleergewicht** *Inkl. nicht nutzbarer Brennstoff und gesamtes Öl*		
2.	Vordersitzinsassen *Pilot und Passagier (addieren)*		
3.	Rücksitzinsassen		
4.	Gepäckraum *130 lb max.*		
5.	**Gewicht bei Null-Kraftstoffzustand** *Zwischensumme von 1 bis 4*		
6.	Brennstoffbeladung *56 Gallonen bei 6,0 lb/Gal. Maximum*		
7.	**Gewicht bei Rampenzustand** *Zwischensumme von 5 bis 6*		
8.	Brennstoff für Anlassen, Rollen und Hochfahren *Normalerweise 6 lb bei einem mittleren Moment von 922,8*	-	-
9.	**Gewicht im Startzustand** *Position 8 von Position 7 abziehen*		

• Hinweis •

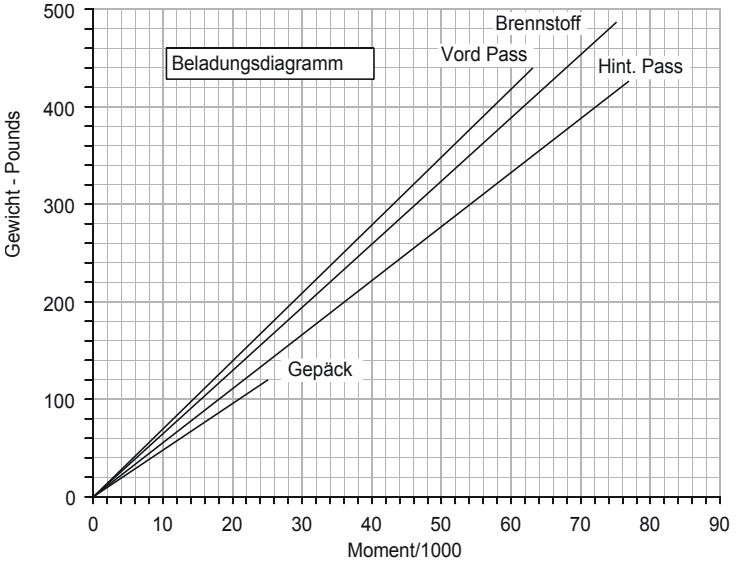
Das Startgewicht darf 3000 lb nicht übersteigen. **Alle Gewichte über 2900 lb müssen den Brennstoff beinhalten.**

Das Moment im Startzustand muss innerhalb des Mindest- und Höchstmomentbereichs bei Startgewicht liegen. (Siehe Abbildung 6-9, Momentgrenzen).

Abbildung 6-7
Gewicht und Schwerpunkt Beladungsformular

Beladungsdaten

Verwenden Sie das folgende Diagramm oder die Tabelle zur Bestimmung des Moments/1000 für Brennstoff- und Nutzlastpositionen für die Fertigstellung des Beladungsformulars (Abbildung 6-7).



SR2_FM06_1942

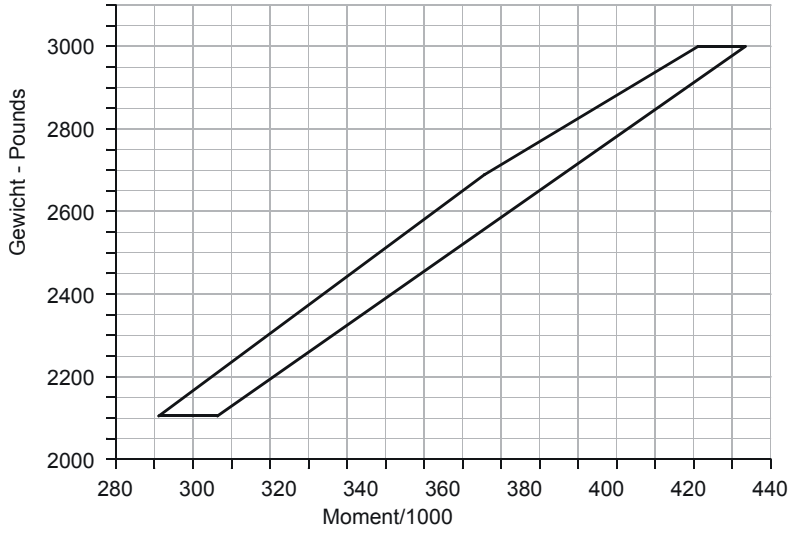
Gewicht LB	Vord Pass FS 143,5	Achtern Pass FS 180,0	Gepäck FS 208,0	Brennstoff FS 153,8	Gewicht LB	Vord Pass FS 143,5	Achtern Pass FS 180,0	Brennstoff FS 153,8
20	2,87	3,60	4,16	3,08	220	31,57	39,60	33,83
40	5,74	7,20	8,32	6,15	240	34,44	43,20	36,90
60	8,61	10,80	12,48	9,23	260	37,31	46,80	39,98
80	11,48	14,40	16,64	12,30	280	40,18	50,40	43,05
100	14,35	18,00	20,80	15,38	300	43,05	54,00	46,13
120	17,22	21,60	24,96	18,45	320	45,92	57,60	49,20
140	20,09	25,20	(27,04)*	21,53	340	48,79	61,20	52,28
160	22,96	28,80		24,60	36	51,66	64,80	55,35
180	25,83	32,40		27,68	380	54,53	68,40	
200	28,70	36,00		30,75	400	57,40	72,00	

*130 lb Maximum

Abbildung 6-8
Beladungsdaten

Momentgrenzen

Verwenden Sie das folgende Diagramm bzw. die Tabelle zur Bestimmung, ob Gewicht und Moment auf dem fertig gestellten Gewicht und Schwerpunkt Beladungsformular (Abbildung 6-7) innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen liegen.



SR2_FM06_1943

Gewicht	Moment/1000		Gewicht	Moment/1000	
LB	Minimum	Maximum	LB	Minimum	Maximum
2110	293	305	2600	36	383
2150	299	311	2650	374	391
2200	306	320	2700	381	399
2250	314	328	2750	390	406
2300	321	336	2800	398	414
2350	329	344	2850	407	422
2400	336	352	2900	415	429
2450	344	36	2950	424	437
2500	351	36	3000	432	444
2550	359	376			

Abbildung 6-9
Momentgrenzen

Ausrüstungsverzeichnis

Dieses Verzeichnis wird erst nach fertiger Installation der Ausrüstung erstellt.

Abschnitt 7
Beschreibung des Flugzeugs und der Systeme Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis

Einführung 7-5
Zelle 7-6
Rumpf 7-6
Flügel 7-6
Leitwerk 7-7
Flügelklappen 7-8
Flügelklappen-Steuerungsschalter 7-8
Primäre Steuerorgane 7-10
Höhenrudersystem 7-10
Querrudersystem 7-12
Seitenrudersystem 7-14
Trimmsysteme 7-16
Höhenruder-Trimmsteuerung (Pitch) 7-16
Querruder-Trimmsteuerung (Roll) 7-16
Seitenruder-Trimmsteuerung (Yaw) 7-17
Flugdeck-Anordnung 7-18
Instrumentenpanel 7-18
Mittelkonsole 7-18
Flugzeugkabine 7-20
Kabinentüren 7-20
Windschutzscheibe und Fenster 7-20
Gepäckraum 7-20
Sitze 7-22
Sicherheitseinrichtungen der Kabine 7-23
Fahrwerk 7-26
Hauptrad 7-26
Bugrad 7-26
Bremsanlage 7-26
Motor 7-29
Motorölsystem 7-29
Motorkühlung 7-30

Brennstoffeinspritzung 7-30
Motorluftinduktionssystem 7-30
Brennstoffzündung 7-31
Abgassystem 7-31
Motorsteuerorgane 7-31
Alternative Luftregelung 7-32
Motoranzeigen 7-33
Propeller 7-37
Brennstoffsystem 7-38
Brennstoffstandwarnlampe 7-41
Brennstoffstandanzeiger 7-41
Brandhahn 7-42
Hilfspumpenschalter 7-42
Elektrik 7-44
Stromerzeugung 7-46
Stromverteilung 7-46
BAT- und ALT-Hauptschalter 7-47
Avionikschalter 7-47
Unterspannungswarnlicht 7-48
Volt-/Amperemeter 7-48
Stromkreisunterbrecher und Sicherungen 7-49
Bodenservice-Steckdose 7-49
Zusätzliche Steckdose 7-50
Außenbeleuchtung 7-51
Navigationslichter 7-51
Stroboskoplicht 7-51
Landescheinwerfer 7-51
Innenbeleuchtung 7-53
Instrumentbeleuchtung 7-53
Panel-Flutlichter 7-53
Leselampen 7-53
Overhead-Domlicht 7-54
Klimaanlage und Lüftung 7-55
Kabinenheizungsregler 7-57
Kabinenkühlungsregler 7-57
Kabinenluft-Wahlschalter 7-57
Überziehwarnsystem 7-58
Pitot/Statiksystem 7-60
Fluggeschwindigkeitsanzeiger 7-60

Variometer (VSI) 7-60
Höhenmesser 7-61
Pitot-Heizungsschalter 7-61
Pitot-Heizungslampe 7-61
Alternative Statikquelle 7-62
Vakuumsystem 7-63
Unterdruckanzeige 7-63
Vakuum-Warnlampe 7-65
Zus. Vakuumwarnlampe 7-65
Attitude-Anzeiger 7-65
Richtungs-Gyro 7-66
Avionik und Navigation 7-67
Avionikschalter 7-68
Magnetkompass 7-68
Wendekoordinator 7-69
Course Deviation Indicator 7-69
Horizontal Situation Indicator (Optional) 7-70
Autopilot 7-72
Audio-System 7-74
Multifunktionsanzeige 7-75
GPS-Navigation 7-77
Kommunikations-Transceiver (COM) 7-78
Navigations-Empfänger (Nav) 7-79
Transponder 7-80
Emergency Locator Transmitter 7-80
Betriebsstundenzähler 7-82
Digitaluhr 7-82
Cirrus Flugzeugfallschirmsystem (CAPS) 7-84
Systembeschreibung 7-84
Aktivierungsgriff 7-85
Aktivierungsmerkmale 7-86

Leerseite

Einführung

Dieser Abschnitt enthält eine Beschreibung des Flugzeugs mit Standardausstattung und eine Erklärung der Funktionen. In diesem Abschnitt erfaßtes Sonderzubehör wird als „optionales“ Zubehör hervorgehoben.

• Hinweis •

Bestimmte Sonderausstattungen, hauptsächlich Avionikzubehör, werden nicht in diesem Abschnitt beschrieben. Eine Beschreibung der Komponenten und Funktionen von optionalem Zubehör ist *in Abschnitt 9, Anhänge, enthalten.*

Zelle

Rumpf

Der Monocoque-Rumpf (Schalenbauweise) des SR20 ist hauptsächlich aus Verbundstoffen hergestellt und für eine optimale aerodynamische Leistung konzipiert. Der Kabinenraum ist an der Vorderseite durch den Brandschott an Rumpfstation und an der Rückseite durch den hinteren Gepäckraumschott an Rumpfstation 222 abgegrenzt. Komfortable Sitze für vier Erwachsene sind eingebaut. Ein in die Rumpfstruktur integrierter Rollkäfig bietet Überrollschutz für die Kabineninsassen. Der Boden der Kabine und des Gepäckraums sind aus einem Verbundstoff mit Schaumstoffkern hergestellt. Zugang zu den unter dem Boden liegenden Komponenten ist vorgesehen.

Alle Flug- und Statiklasten werden durch vier Flügelbefestigungspunkte an zwei Stellen an der Seitenwand direkt hinter den Rücksitzen von den Flügel- und Steuerungsflächen auf die Rumpfstruktur übertragen.

• Hinweis •

Die Beschreibung der Flugzeugkabine in diesem Abschnitt enthält eine ausführliche Beschreibung der Türen, Fenster, Sitze, des Gepäckraums und der Sicherheitseinrichtungen.

Flügel

Die Flügelstruktur ist aus Verbundstoff hergestellt und bietet eine glatte, nahtlose Oberfläche. Der Flügelquerschnitt weist eine Kombination mehrerer Hochleistungs-Profile auf. Die hohe Streckung sorgt für geringen Strömungswiderstand. Jeder Flügel bietet Befestigungsstrukturen für das Hauptfahrwerk und enthält einen 30,25-Gallonen-Brennstofftank.

Der Flügel ist in einer konventionellen Anordnung von Holm, Rippe und Verkastung konstruiert. Die Ober- und beplankungen sind mit Holm, Rippen und Verkastung (hintere Holme) verbunden und bilden somit einen Torsionskasten, der alle Flügelbiegungen und Torsionslasten aufnimmt. Der Flügelholm ist aus einem Stück gefertigt und verläuft unterbrechungsfrei von Spitze zu Spitze. Die Verkastung (hintere Holme) ist auf ähnliche Weise konstruiert, wird aber nicht durch den Rumpf fortgeführt. Der Hauptholm verläuft unter dem Rumpf unterhalb der zwei Vordersitze und ist an zwei Stellen am Rumpf befestigt. Die hinteren Verkastungen sind an den Rumpfseitenwänden direkt hinter den Rücksitzen befestigt.

Leitwerk

Das Leitwerk besteht aus einer horizontalen Seitenflosse, einem zweiteiligen Höhenruder, einer vertikalen Seitenflosse und einem Seitenruder. Alle Leitwerkkomponenten sind in der konventionellen Konstruktion aus Holm (Verkastung), Rippen und Beplankung hergestellt.

Die horizontale Seitenflosse besteht von Spitze zu Spitze aus einer einteiligen Verbundstoffstruktur. Das zweiteilige Höhenruder ist aus Aluminium hergestellt und an der horizontalen Seitenflosse befestigt.

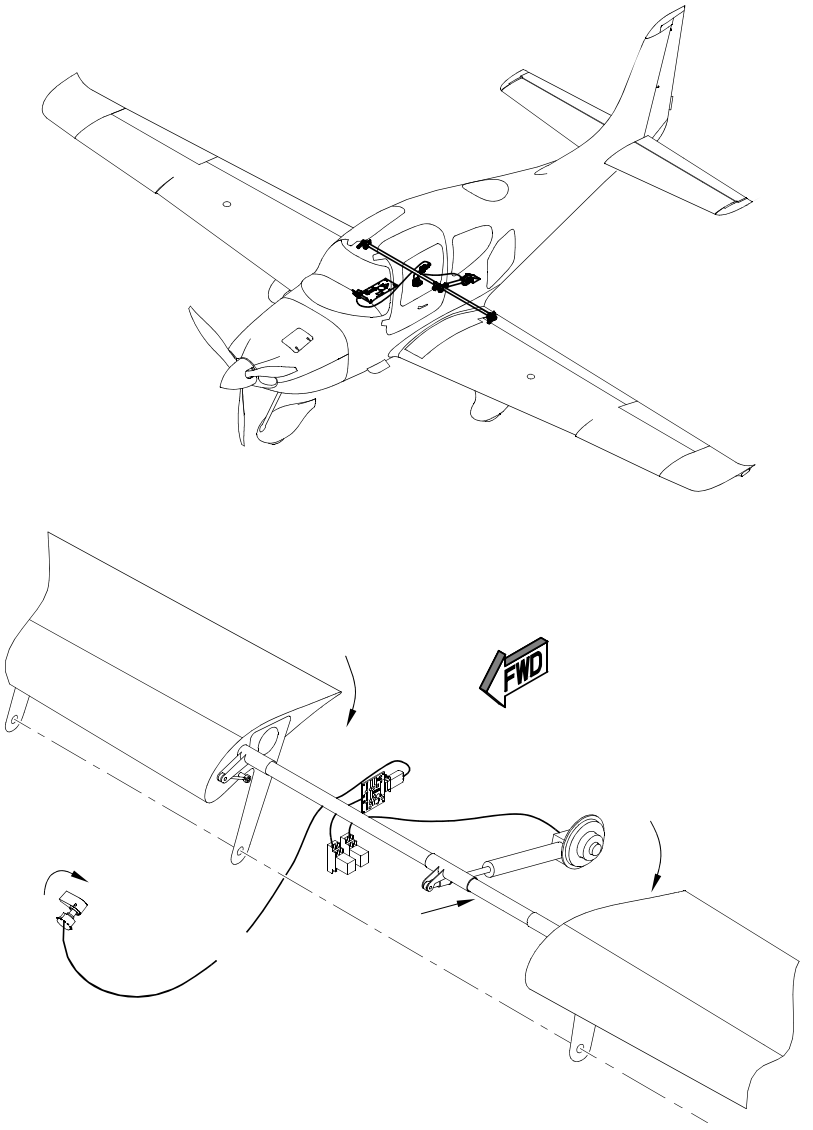
Die vertikale Seitenflosse besteht aus einer Verbundstoffstruktur und ist in die Hauptrumpfschale integriert, wodurch eine gute Übertragung der Fluglasten gewährleistet wird. Das Seitenruder besteht aus Aluminium und ist an drei Scharnierpunkten an der vertikalen Seitenflosse befestigt.

Flügelklappen

Die elektrisch gesteuerten, Ein-Spalt-Klappen verbessern den Auftrieb bei langsamer Geschwindigkeit. Alle Klappen sind aus Aluminium gefertigt und an drei Scharnierpunkten an der Flügelstruktur aufgehängt. An der oberen Führungskante jeder Klappe sind Reibleisten angebracht, um den direkten Kontakt zwischen Klappe und Klappenkehle zu vermeiden. Die Klappen werden durch Betätigung des FLAP-Schalters auf eine von drei Positionen eingestellt: 0%, 50% (16°) und 100% (32°). Der FLAP Kontrollschalter positioniert die Landeklappen mittels eines motorisierten linearen Stellers, welcher mittels eines Torsionsstabes mit beiden Landeklappen verbunden ist. Das Stellglied ist mit einer Kupplung ausgestattet, mit der die Klappenausfahrung bei hohen Fluggeschwindigkeiten begrenzt wird. Näherungsschalter im Stellglied begrenzen den Klappenweg auf die gewählte Position und dienen zugleich als Positionsgeber. Die Flügelklappen und Steuerkreise werden mit 28 Volt Gleichstrom über den 15-A-Stromkreisunterbrecher (FLAPS) am Non-Essential Bus betrieben.

Flügelklappen-Steuerungsschalter

Ein als Profil geformter FLAPS-Steuerungsschalter am Boden des vertikalen Teils der Mittelkonsole. Der Steuerschalter ist beschriftet und hat Einrastungen an den drei Stellungen: UP (0%), 50% und 100% (Down). *Bei Flugzeugen ab Seriennummer 1020 sowie älteren Flugzeugen mit integrierter SB 20-11-01* ist die entsprechende V_{FE}-Geschwindigkeit an den Klappenstellungen 50% und 100% am Schalter angegeben. Durch Stellen des Schalters auf die gewünschte Position werden die Klappen in die entsprechende Stellung ein- oder ausgefahren. Eine Anzeigelampe an jeder Schalterposition leuchtet auf, wenn die Klappen die gewählte Stellung erreicht haben. Die Lampe UP (0%) leuchtet grün und die Lampen neben 50% und FULL (100%) leuchten gelb.



SR2_FM07_1460

Abbildung 7-1
Flügelklappensteuerung

Primäre Steuerorgane

Das SR20 verwendet konventionelle Steuerorgane für die Steuerung von Quer-, Höhen- und Seitenruder. Die Steueroberflächen werden vom Piloten durch eines von zwei einhändigen Seitensteuerhörnern, die direkt unter dem Instrumentenpanel montiert sind, gesteuert. Die Lage und Ausführung der Steuerhörner ermöglicht eine leichte Verwendung mit natürlichen Bewegungen. Das Steuerungssystem verwendet eine Kombination von Schubstangen, Seilen und Kniehebel zum Steuern der Oberflächen.

Rolltrimm (Querruder) und Pitch-Trimm (Höhenruder) werden durch einen elektrischen Knopf auf der Oberseite jedes Steuerhorns betätigt.

Höhenrudersystem

Das zweiteilige Höhenruder ermöglicht die Steuerung des Flugzeugs um die Querachse. Das Höhenruder ist auf konventionelle Weise mit Beplankung, Holm und Rippen aus Aluminium hergestellt. Jede Höhenruderhälfte ist an der horizontalen Seitenflosse durch zwei Scharnierpunkte und im Höhenruderabschnitt am Heckkonus des Rumpfs aufgehängt.

Die Höhenruderbewegung wird durch die Betätigung des Steuerhorns erzeugt, d.h. der Pilot bewegt das Steuerhorn im Lagerkäfig nach vorne oder nach achtern. Das Push/Pull-Gestänge ist an einem Kabelabschnitt befestigt, der mit einem Drehrohr verbunden ist. Ein Seilzugsystem verläuft vom vorderen Höhenruderabschnitt unter dem Kabinenboden hindurch zur hinteren Höhenruderriemenscheibe. Ein Push/Pull-Rohr, das mit der hinteren Höhensuderumlenkrolle verbunden ist, überträgt die Bewegung auf den mit den Höhenrudern verbundenen Kniehebel.

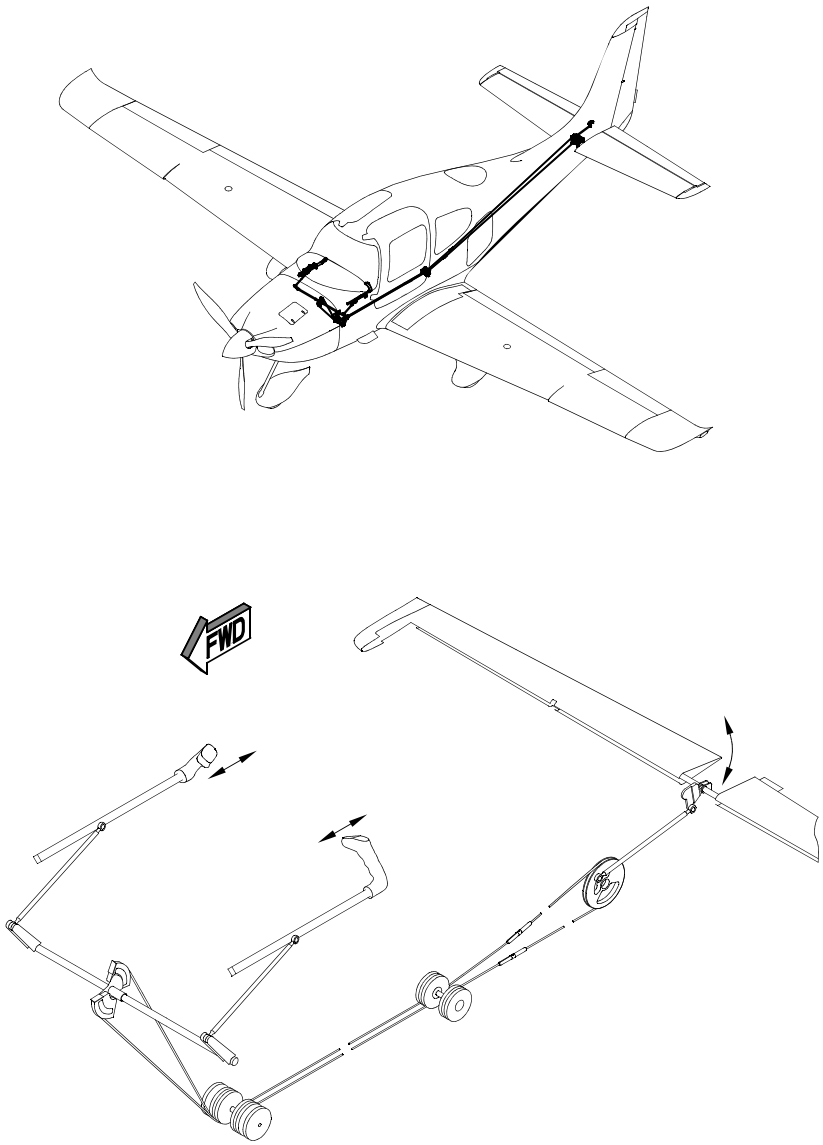
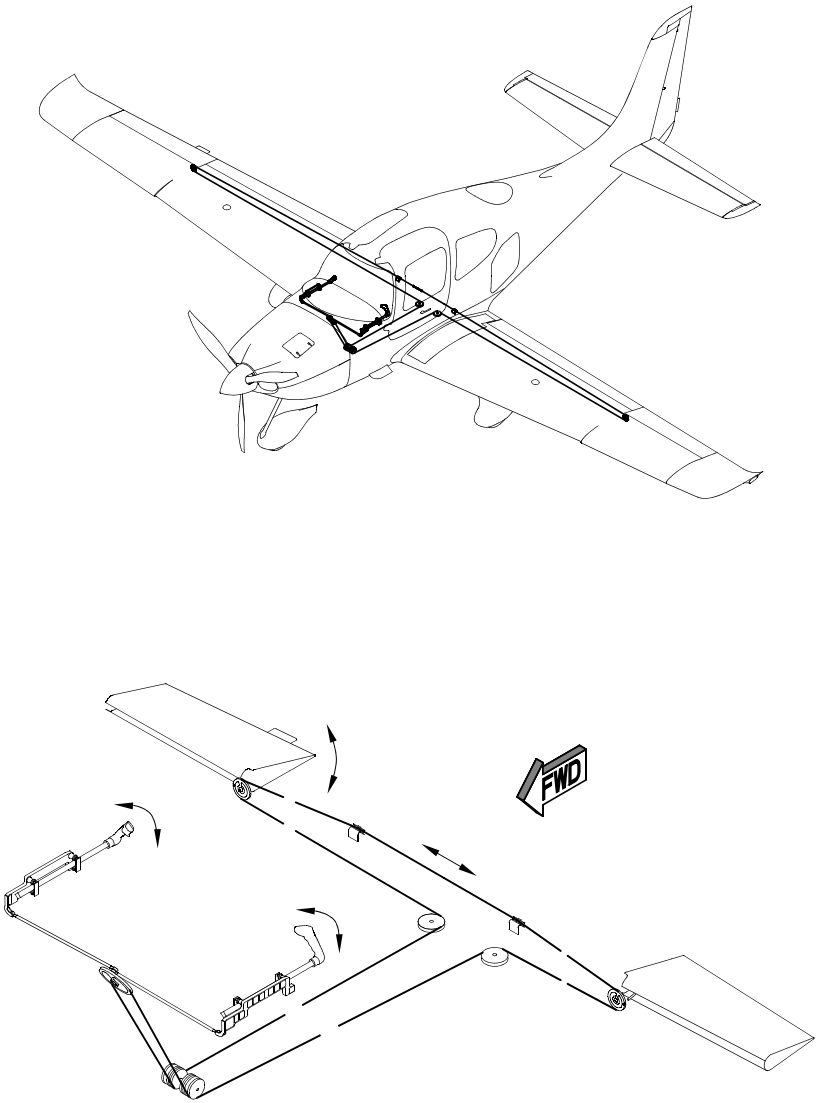


Abbildung 7-2
Höhenrudersteuerungssystem

Querrudersystem

Die Querruder werden für die Rollsteuerung des Flugzeugs verwendet. Die Querruder sind auf konventionelle Weise mit Beplankung, Holm und Rippen aus Aluminium hergestellt. Jedes Querruder ist an zwei Scharnierpunkten an der Verkastung des Flügels befestigt.

Die Querruderbewegung wird erzeugt, indem der Pilot das Steuerhorn in den Lagerkäfigen dreht. Die Lagerkäfige sind über Schubstangen mit dem zentral gelegenen Seilrollenabschnitt verbunden. Ein Seizugsystem verläuft von diesem Abschnitt unter dem Kabinenboden hindurch zum hinteren Holm. Von dort wird das Kabel in jeden Flügel verlegt bis zu einem vertikalen Abschnitt mit Kniehebel, durch den das Querruder durch einen rechtwinkligen konischen Triebhebel gedreht wird.



SR2_FM07_1462

Abbildung 7-3
Querrudersteuerungssystem

Seitenrudersystem

Das Seitenruder ermöglicht die Richtungssteuerung (Yaw) des Flugzeugs. Das Seitenruder ist auf konventionelle Weise mit Beplankung, Holm und Rippen aus Aluminium hergestellt. Das Ruder ist an drei Scharnierpunkten am hinteren vertikalen Seitenflossenholm und beim Seitenruder-Kniehebel am Heckkonus des Rumpfes aufgehängt.

Das Seitenruder wird durch Drücken der Ruderpedale bewegt, wobei die Bewegung über ein Seilzugsystem unter dem Kabinenboden auf den Abschnitt neben dem Höhenruderriemenscheibe achtern im Rumpf übertragen wird. Ein Push/Pull-Rohr von diesem Abschnitt zum Kniehebel des Ruders überträgt die Bewegung auf das Seitenruder. Federn und eine am Boden justierbare Federpatrone sind mit der Ruderpedalbaugruppe verbunden und spannt die Kabel und liefert die Zentrierkraft.

Eine Zwischenverbindung zwischen Seiten- und Querruder ermöglicht ein Maximum von 8° Querruderausschlag bei voller Seitenruderdeflektion. Bei rechtem Seitenruder-Input erfolgt ein rechter Roll-Input und bei linkem Seitenruder-Input ein linker Roll-Input. Bei neutraler Querrudertrimmung verursachen die Querruder-Inputs keine Seitenruderdeflektion.

Steuerungsverriegelungen

Das Steuerungssystem der Cirrus SR20 ist nicht mit Böendämpfern ausgestattet. Die Trimmfederpatronen haben genug Kraft, um auch ohne feste Positionsverriegelung als Böendämpfer zu wirken.

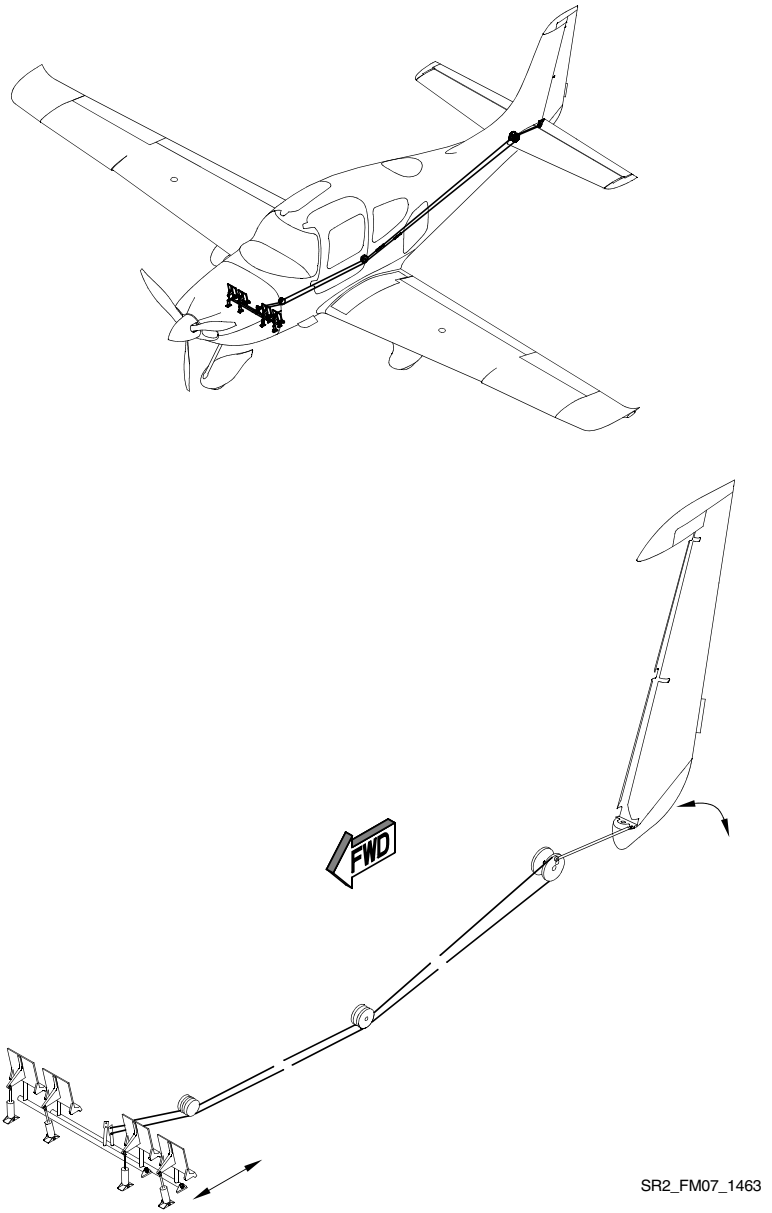


Abbildung 7-4
Seitenrudersteuerungssystem

Trimmsysteme

Für die Roll- und Pitch-Trimmung wird die Neutralposition einer Druckfederpatrone in jedem Steuerungssystem über einen Elektromotor justiert. Die elektrische Roll-Trimmung wird auch vom Autopiloten zur Positionierung der Querruder verwendet. Die Full-Trimm- oder Autopilot-Inputs können unter Verwendung normaler Steuerungs-Inputs leicht übersteuert werden.

Höhenruder-Trimmsteuerung (Pitch)

Die Neutralposition der am Höhenruderhorn angebrachten Federpatrone wird durch einen Elektromotor verstellt. Ein konischer Trimmknopf oben an jedem Steuerhorn wird zum Steuern dieses Motors verwendet. Durch Bewegen des Schalters nach vorne wird der Bug nach unten getrimmt, durch Bewegen des Schalters nach hinten wird der Bug nach oben getrimmt. Durch Drücken des Schalters nach unten wird der Autopilot ausgeschaltet (falls er eingeschaltet war). Bei neutraler neutrale Trimmstellung (Start) ist die Bezugsmarkierung am Steuerhornrohr mit der Lasche an der Grundplatte des Instrumentenpanels gefluchtet. Die Höhenrudertrimmung kann auch als sekundäre Methode für die Pitchsteuerung des Flugzeugs im Fall eines Ausfalls der primären Pitchsteuerung (ohne Festhängen des Höhenruders) verwendet werden. Die Höhenrudertrimmung (Pitch) wird mit 28 V Gleichstrom über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (PITCH) am Essential Bus versorgt.

Querruder-Trimmsteuerung (Roll)

Durch einen Elektromotor wird die Neutralposition einer an der linken Stellriemenscheibe des Flügels angebrachten Federpatrone verstellt. Ein konischer Trimmknopf oben an jedem Steuerhorn wird zum Steuern dieses Motors verwendet. Durch Schieben des Schalters nach links wird der linke Flügel nach unten getrimmt, beim Schieben des Schalters nach rechts wird der rechte Flügel nach unten getrimmt. Durch Drücken des Schalters nach unten wird der Autopilot ausgeschaltet (falls er eingeschaltet war). In der neutralen Trimmstellung ist die am Steuerhorn eingeätzte Linie mit der Zentriermarkierung am Instrumentenpanel gefluchtet. Die Querrudertrimmung kann auch als sekundäre Methode für die Roll-Steuerung des Flugzeugs im Fall eines Ausfalls der primären Roll-Steuerung (ohne Festhängen des Querruders) verwendet werden. Die

Querrudertrimmung wird mit 28 V Gleichstrom über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (ROLL TRIM) am Essential Bus versorgt.

Seitenruder-Trimmsteuerung (Yaw)

Die Seitenrudertrimmung wird durch eine am Ruderpedal-Drehrohr und an der Konsolenstruktur befestigte Federpatrone ermöglicht. Die Federpatrone liefert unabhängig von der Richtung der Ruderdeflektion die notwendige Zentrierkraft. Die Seitenrudertrimmung kann nur am Boden justiert werden.

Flugdeck-Anordnung

Die folgenden Abschnitte enthalten eine allgemeine Beschreibung des Flugdecks, der Instrumente und Steuerelemente. Details zu den Instrumenten, Schaltern, Leistungsschaltern und Steuerelementen am Instrumentenpanel, der Grundplatte und der Mittelkonsole sind den Beschreibungen zu den jeweiligen Systemen zu entnehmen.

Instrumentenpanel

Das Instrumentenpanel ist unter allen Flugbedingungen blendfrei. Es ist optimal für die primäre Verwendung durch den Piloten im linken Sitz angeordnet, kann aber von beiden Sitzen gesehen werden. Fluginstrumente und Anzeigen befinden sich auf der linken Seite des Panels und die Motorinstrumente auf der rechten Seite des Instrumentenpanels. Zwischen den Fluginstrumenten und den Motorinstrumenten befindet sich ein großes Multifunktions-Display. Die Temperaturregler befinden sich auf der rechten Seite unter den Motorinstrumenten.

Die SR20 verwendet Standard-Fluginstrumente, die im „Basic-Six“ Muster angeordnet sind. Sie umfassen:

Fluggeschwindigkeitsanzeiger	Attitude-Gyro	Höhenmesser
Wendezeiger	Richtungs-Gyro	Variometer (VSI)

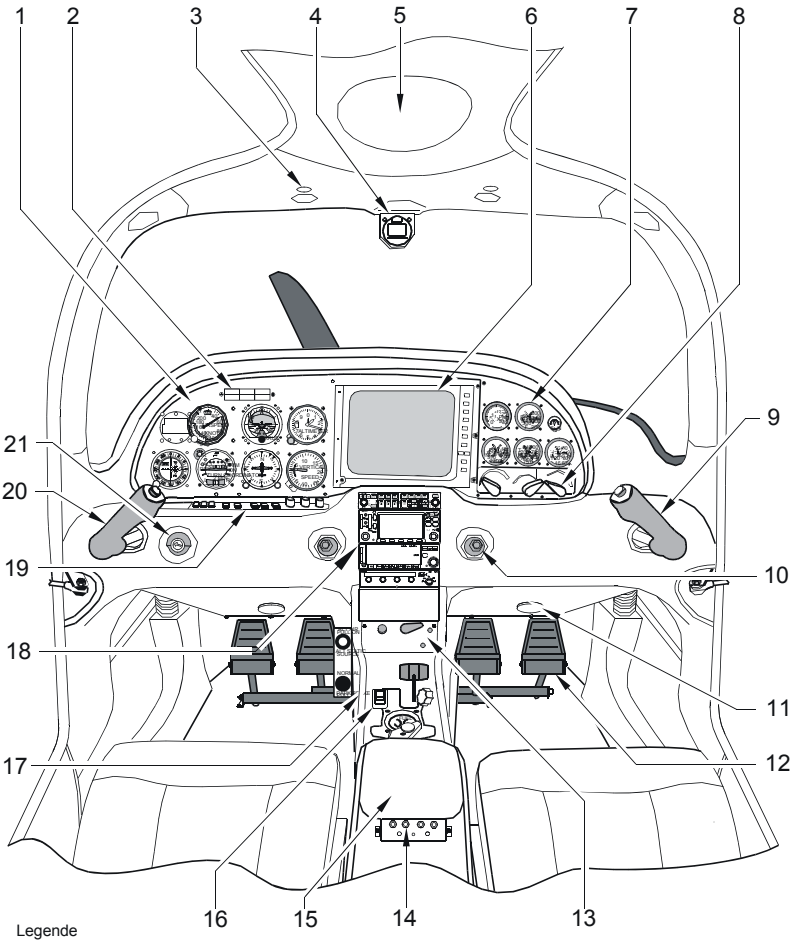
Eine Schalttafel auf der Grundplatte unter den Fluginstrumenten beinhaltet Haupt- und Zündschalter, Avionik-Schalter, Pitot-Heizungsschalter und Beleuchtungsschalter.

Ein Parkbremsenknopf befindet sich unter den Instrumenten auf Kniehöhe des Piloten.

Mittelkonsole

Die Mittelkonsole enthält die Avionik-, Klappensteuerungs- und Positionslichter, Leistungshebel und Gemischregler, Brennstoffstandanzeiger/-steuerung und Audio-Regler. Stromkreisunterbrecher, alternatives Statikquellenventil, alternative Induktionsluftregler und ELT-Panelschalter befinden sich auf der linken Seite der Konsole und sind für den Piloten leicht zugänglich. Ein Reibungskraftknopf für die Justierung des Gas- und Gemischreglers (zur Einstellung von

Leichtgängigkeit und Positionshaltigkeit) befinden sich auf der rechten Seite der Konsole. Eine Zubehörsteckdose, Kartenfach, Audiobuchsen, Betriebsstundenzähler, Notausgangshammer und Headset-Buchsen befinden sich in der Armlehne der Konsole.



Legende

1. Fluginstrumentenpanel
2. Anzeigenpanel
3. Deckenlicht und Schalter
4. Magnetkompass
5. Aktivierungsgriff-Abdeckung des Cirrus Aiframe Parachute Systems (CAPS)
6. Multifunktions-Display
7. Motorinstrumente
8. Temperatur-/Lüftungsregler
9. Steuerhorn
10. Frischluftauslass "(kugelförmig)"
11. Konditionierter Luftauslass
12. Ruderpedale
13. Klappensteuerung u. Positionsanzeiger
14. Passagier-Audiobuchsen
15. Armlehne
16. Motor- und Brennstoffregler
17. Linke Konsole
    - · Leistungsschalter-Panel
    - · Alternative Motorluft
    - · Parkbremse
    - · Alternative Statikquelle
18. Avionik-Panel
19. Instr.-Grundplatte
20. Steuerhorn
21. Anlasser/Zündschalter

SR2_FM07_1059D

Abbildung 7-5
Instrumentenpanel und Konsole

Flugzeugkabine

Kabinentüren Zwei große nach vorne öffnenden Kabinentüren dienen als Ein- und Ausgang für Besatzung und Passagiere. Die Türgriffe greifen in die Verriegelungsstifte in den Türrahmenhalterungen am oberen und unteren hinteren Rand der Tür ein. Gasgefüllte Federbeine erleichtern das Öffnen der Türen und Aufhalten der Türen bei Böen. Die Armlehnen der Vordersitze sind mit den Türen integriert. Jede Tür ist mit einem Schloss ausgestattet. Die Schlüssel der Kabinentür passen auch für die Tür des Gepäckraums. Für die Brennstofftankdeckel werden separate Schlüssel mitgeliefert.

Windschutzscheibe und Fenster

Die Windschutzscheibe und die Seitenfenster sind aus Acryl. Zum Reinigen der Acrylflächen dürfen nur weiche Lappen und ein mildes Reinigungsmittel verwendet werden. Detaillierte Reinigungsanweisungen sind in Abschnitt 8 enthalten.

Gepäckraum

Die Gepäckraumtür befindet sich an der linken Seite des Rumpfs hinter vom Flügel und bietet Zugang zum Gepäckraum. Die Scharniere der Gepäckraumtür befinden sich am vorderen Rand und die Verriegelung am hinteren Rand. Die Tür wird von außen mit einem Schlüssel abgeschlossen. Mit dem Gepäckraumschlüssel kann auch die Kabinentüren auf- und abgeschlossen werden.

Der Gepäckraum erstreckt sich von der Rückseite des hinteren Passagiersitzes bis zur hinteren Kabinenschottwand. Die Rücksitze können nach vorne geklappt werden, um zusätzlichen Raum für Gepäck oder sperrige Gepäckstücke zu erhalten.

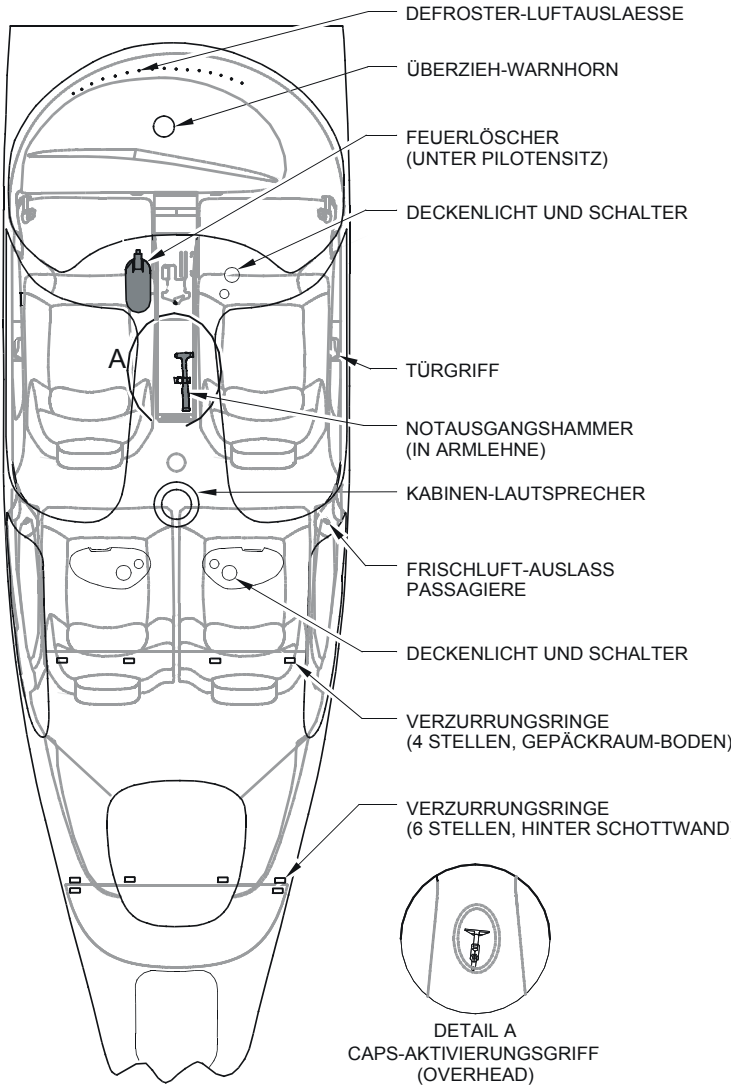


Abbildung 7-6
Allgemeine Kabinenanordnung

Vier Gepäckverzurrungsriemen stehen für die Sicherung des Gepäcks und anderer Gegenstände im Gepäckraum zur Verfügung. Jeder Verzurrungsriemen hat am Ende einen Haken und in der Mitte ein Drehriegelschloss. Die Haken werden in die Halteringe am Gepäckraumboden und an der achternseitigen Schottwand eingehakt. Zum Verstauen sollten die Verzurrungsriemen immer befestigt und eingehakt sein.

Anbringen der Verzurrungsriemen:

1. Die Riemen auf das Gepäck legen und wenn möglich durch die Gepäcktragegriffe führen.
2. Die Hakenenden der Riemen in den Ringen einhaken.
3. Das Schloss greifen und am losen Riemenende ziehen, um die Riemen auf dem Gepäck festzuzurren.

Lösen der Riemen:

1. Die Freigabeklappe des Riemenschlosses anheben und das Schloss hochziehen, um den Riemen zu lösen.
2. Dann die Haken aus den Ringen nehmen.

Sitze

Die Sitzanordnung besteht aus zwei individuell verstellbaren Vordersitzen – einer für den Piloten und einer für einen Passagier sowie zwei nach vorne klappbaren Rücksitzen für Passagiere.

Die Vordersitze können nach vorne und hinten verstellt werden. Die Sitzrücklehnen sind ebenfalls nach hinten verstellbar und können für den leichteren Zugang zu den Rücksitzen nach vorne geklappt werden. Integrierte Kopfstützen sind ebenfalls vorgesehen. Der Hebel zum Verstellen des Sitzes nach vorne oder hinten befindet sich unter der Vorderkante des Sitzpolsters. Die Sitzschiene ist vorne nach oben abgewinkelt, damit kleinere Personen etwas höher sitzen, wenn sie den Sitz nach vorne verstellen. Die Hebel für die Rücklehnenverstellung befinden sich an den Seiten der Rückenlehnen. Zum Hochstellen der Rückenlehne in die ursprüngliche Position wird der Freigabeknopf gedrückt, während kein Druck auf die Rückenlehne ausgeübt wird.

• Vorsicht •

Die Unterseiten der Sitze sind mit einem integrierten Alu-Wabenkern gefertigt, der bei einem Aufprall wie eine Quetschzone wirkt und somit die Sturzlast beim Aufprall abdämpft. Um ein Quetschen dieses Kerns zu vermeiden, sollte nicht auf den Sitzen gekniet oder gestanden werden.

Verstellen des Vordersitzes nach vorne oder hinten:

1. Den Verstellhebel anheben.
2. Den Sitz in die gewünschte Position schieben.
3. Den Hebel loslassen und der Sitz ist in der Position verriegelt.

Verstellen der Rückenlehne:

1. Den Rücklehnenhebel hochziehen und halten.
2. Die Rückenlehne in den gewünschten Neigungswinkel verstellen.
3. Den Hebel wieder loslassen.

Jeder Rücksitz besteht aus einem festen Sitzunterteil, einer klappbaren Rückenlehne und einer Kopfstütze. Die Rücklehnen können von der Innenseite des Gepäckraums aus entriegelt und nach vorne geklappt werden, um mehr Raum für unförmige Gepäckstücke zu schaffen.

Vorklappen der Rückenlehne:

1. Vom Gepäckraum aus die Teppichabdeckung am unteren hinteren Rand des Sitzes anheben, um die Sperrstifte der Rückenlehne freizulegen (an Reißleinen befestigt).
2. Die Sperrstifte herausziehen und die Rücklehnen nach vorne klappen.

Sicherheitseinrichtungen der Kabine

Passagier-Rückhaltesysteme

Integrierte Sitzgurte und Schultergurte mit Aufroller sind für den Piloten und für jeden Passagier vorgesehen. Die hinteren Sitzgurte sind an Verschraubungen am Boden und die vorderen Sitzgurte am Sitzrahmen befestigt. Die Schultergurte sind mit Aufrollern verbunden, die bei den Vordersitzen in der Rückenlehne und bei den Rücksitzen an der Schottwand des Gepäckraums befestigt sind. Jeder Schultergurt ist mit dem Sitzgurt verbunden. Die Schlosshälfte jedes Gurts befindet sich links und die Einsteckhälfte rechts. Die Aufroller sorgen für unbehinderte Bewegungsfreiheit des Oberkörpers. Jedoch bei einer abrupten Verzögerung verriegeln sich die Aufroller automatisch zum Schutz der Insassen. Es wird empfohlen, die Sitzgurte bei Nichtverwendung in der verriegelten Position zu verstauen.

• Hinweis •

Es darf kein Zwischenraum zwischen der Schulter des Benutzers und dem Schultergurt entstehen.

Verwendung der Rückhaltesysteme:

1. Die Arme unter dem Schultergurt durchführen, sodass der Schultergurt an den Schultern anliegt.
2. Das Schloss mit einer Hand halten und die Einsteckzunge mit der anderen Hand einstecken.
3. An den Sitzgurtüberständen außerhalb des Schlosses straffziehen. Das Schloss sollte in der Mitte über den Hüften liegen, um maximalen Komfort und Sicherheit zu gewährleisten.
4. Der Sicherheitsgurt soll fest auf der Schulter aufliegen, beim Beckengurt soll das Schloss in der Mitte des Körpers liegen, und der Beckengurt sollte ebenfalls fest sitzen.

Lösen des Rückhaltesystems:

1. Die Schlossoberseite aufklappen. Die Einsteckzunge rutscht dann aus dem Schloss heraus.
2. Die Arme aus dem Schultergurt nehmen.

Notausgangshammer

Ein Schlosserhammer mit Kugelfinne (8 oz. Gewicht) befindet sich in der mittleren Armlehne und ist von beiden Vordersitzen aus zugänglich. In einem Notfall, wenn die Kabinentüren festgeklemmt sind, kann dieser Hammer verwendet werden, um die Acrylscheiben zu brechen und einen Fluchtweg für die Insassen zu schaffen.

Feuerlöscher

Ein Flüssiggas-Feuerlöscher mit Halon 1211/1301-Füllung befindet sich vorne an der Innenseite des Pilotensitzunterteils. Der Feuerlöscher ist für die Verwendung bei Bänden der Klasse B (Flüssigkeiten, Fett) und Klasse C (elektrische Brände) zugelassen. Die Halon 1211/1301-Füllung bietet eine maximale Löschleistung mit geringer Toxizität. Der Feuerlöscher ist durch einen Stift gegen ein versehentliches Freisetzen des Löschmittels gesichert. Der Feuerlöscher muss nach jeder Verwendung ersetzt werden.

Verwendung des Feuerlöschers:

1. Die Halteklammer lösen und den Feuerlöscher aus der Halterung nehmen.
2. Den Feuerlöscher aufrecht halten und den Sicherungsstift herausziehen.
3. Einen sicheren Abstand zum Feuer einhalten und die Löschmitteldüse auf den Kern des Feuers oder auf den nächstliegenden Rand des Feuers richten.
4. Den roten Hebel drücken und von Seite zu Seite schwenken.

• WARNUNG •

Das in Feuerlöschgeräten verwendete Halongas kann toxische Wirkungen haben, vor allem in einem abgeschlossenen Raum. Nach der Entladung des Feuerlöschers müssen die Lüftungen geöffnet und die Kabinentür entriegelt werden, um für eine ausreichende Entlüftung zu sorgen. Nachdem die Dämpfe verflogen sind, die Lüfter und die Tür wieder schließen.

Der Feuerlöscher muss vor jedem Flug einer Sichtprüfung unterzogen werden, um dessen Einsatzbereitschaft, Füllung und Funktion zu bestätigen. Bei der Inspektion vor dem Flug muss auch geprüft

werden, ob die Düsen frei von Blockierungen sind, dass der Stift nicht herausgezogen wurde und ob der Zylinder unbeschädigt ist. Das Gerät sollte ca. 0,7 kg (1,5 lb) wiegen. Die Füllung kann bei der Inspektion vor dem Flug durch Anheben des Geräts geprüft werden.

Fahrwerk

Hauptrad

Das Hauptfahrwerk ist zwischen Flügelholm und Verkastung an der Verbundstoff-Flügelstruktur verschraubt. Die Federbeine des Fahrwerks sind für eine erhöhte Ermüdungsfestigkeit aus Verbundstoff hergestellt. Die Verbundstoffkonstruktion ist robust und wartungsfrei. Die Haupträder und Radverkleidungen sind an den Federbeinen verschraubt. Jedes Hauptrad hat einen 15 x 6,00 x 6 Reifen mit installiertem Schlauch. Die Standardradverkleidungen sind leicht zu entfernen, um Zugang zu den Reifen und Bremsen zu erhalten. Verschlussstopfen in den Verkleidungen können zum Füllen der Reifen und zum Prüfen des Reifendrucks entfernt werden. Jedes Hauptrad ist mit einer unabhängigen, hydraulisch betätigten Einzelscheibenbremse ausgestattet.

Bugrad

Das Bugrad sieht eine Stahlrohrkonstruktion vor, die an der Stahlhalterung des Motors befestigt ist. Das Bugrad ist frei beweglich und kann sich in einem Bogen von ca. 216 Grad (108 Grad auf jede Seite) drehen. Zur Lenkung wird die Differentialbremskraft der individuellen Hauptradbremsen verwendet. Die Reifengröße des Bugrads ist 5,00 x 5.

Bremsanlage

Die Haupträder sind mit hydraulisch betätigten Einzelscheibenbremsen ausgestattet, die über am Boden montierte Pedale an beiden Pilotenstationen individuell betätigt werden. Eine Parkbremse legt beim Parken induzierten Hydraulikdruck auf die Scheibenbremse an.

Die Bremsanlage besteht aus einem Hauptzylinder für jedes Ruderpedal, einem Hydrauliköltank, einem Parkbremsventil, einer Einzelscheibenbremse an jedem Hauptrad und die dazugehörigen Hydraulikleitungen. Der Bremsdruck wird durch Drücken der oberen Hälfte des Ruderpedals (Zehenbremse) angelegt. Die Bremsen sind so angeschlossen, dass ein Drücken des linken oder rechten Piloten- oder Copiloten-Pedals die entsprechende (linke oder rechte) Hauptradbremse aktiviert. Der Tank wird mit Mil-H-5606 Hydrauliköl aufgefüllt.

Ein Ausfall oder bevorstehender Ausfall der Bremsanlage zeigt sich durch eine allmähliche Abnahme der Bremswirkung, Geräusche oder Widerstand beim Bremsen, weiche oder schwammige Pedalbewegung, übermäßiges Spiel und/oder schwache Bremsleistung. Sollte eines dieser Anzeichen auftreten, ist eine sofortige Wartung erforderlich. Wenn die Bremswirkung während des Rollens oder beim Landen schwächer werden, die Pedale freigeben und dann erneut fest durchtreten. Wenn die Pedalbewegung schwammig ist oder der Pedalweg sich erhöht, kann eventuell durch Pumpen der Pedale der Bremsdruck aufgebaut werden.

Parkbremse

Die Hauptradbremsen werden durch den PARK BRAKE-Knopf links der Konsole und nahe dem Fuß des Piloten auf Parkbremsen umgeschaltet. Die Bremsleitungen von den Pedalbremsen zu den Radbremssatteln sind durch ein Parkbremsventil verlegt. Bei normalem Betrieb sollte der Knopf eingedrückt sein. Bei eingedrücktem Knopf werden die Teller im Ventil mechanisch offen gehalten, um den normalen Bremsbetrieb zu ermöglichen. Wird der Knopf herausgezogen, hält das Parkbremsventil den anliegenden Bremsdruck und blockiert die Bremsen. Zum Aktivieren der Parkbremse die Bremse über das Ruderpedal aktivieren und dann den PARK BRAKE-Knopf herausziehen.

• Vorsicht •

Der PARK BRAKE-Knopf darf nicht während des Fluges heraus gezogen werden. Wenn eine Landung mit aktivierter Parkbremse erfolgt, wird in den Bremsen der nach dem Aufsetzen angelegte Bremsdruck gehalten.

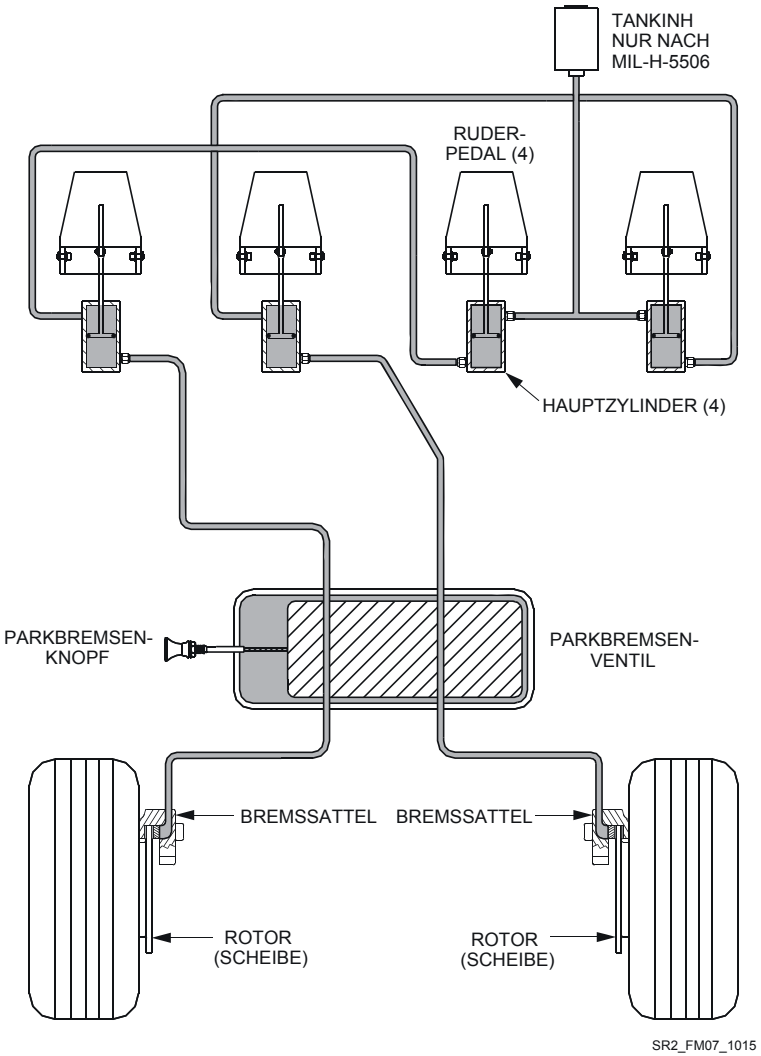


Abbildung 7-7
Bremsanlage

Motor

Das SR20-Triebwerk besteht aus einem Teledyne Continental IO-360-ES 6-Zylinder Motor mit normaler Ansaugung und Brennstoffeinspritzung und Drosselung auf 200 HP (149 kW) bei 2,700 U/min. Der TBO-Wert (Zeit zwischen Überholungen) des Motors beträgt 2000 Stunden. Für die Zündung sind doppelte konventionelle Magnetzünder vorgesehen.

Der Motor ist durch eine 4-Punkt-Halterungsstruktur am Brandschott befestigt. Die Befestigungen am Brandschott sind mit Stützblechen strukturell verstärkt. Diese Stützbleche übertragen Schub- und Biegelasten auf die Rumpfschale.

Motorölsystem

Der Motor ist mit einem Hochdruckölsystem mit Nass-Sumpf ausgestattet, das für die Schmierung und Kühlung des Motors sorgt. Das Öl für die Motorschmierung wird aus dem 8-Liter-Sumpf durch ein Ölsieb abgesaugt und an den am Motor montierten Ölkühler geleitet. Am Ölkühler ist ein Überdruck- und Temperaturregelventil vorgesehen, durch das das Öl bei einer Öltemperatur unter 76° C oder einem Druck über 18 psi umgeleitet wird. Das umgeleitete oder gekühlte Öl wird dann durch den Durchflussölfilter (1 Liter Kapazität), ein Überdruckventil und durch die Ölrohre an die beweglichen Teile des Motors und die Kolbeninnenräume geleitet. Zur Regelung der Propellersteigung wird auch Öl an den Propellerregler geleitet. Das Ölsystem ist komplett im Triebwerk untergebracht. Links hinten am Motor befindet sich ein Öleinfülldeckel mit Messstab. Deckel und Messstab sind durch eine Tür oben links an der Motorhaube zugänglich.

• Vorsicht •

Der Motor sollte niemals mit weniger als sechs Litern Öl betrieben werden. Sieben Liter (am Messstab angezeigt) werden für längere Flüge empfohlen.

Motorkühlung

Zur Kühlung des Motors wird die Wärme an das Öl und dann an die durch den Ölkühler strömende Luft abgeleitet. Die Wärme wird auch direkt an den Luftstrom am Motor abgeleitet. Die Kühlluft strömt durch zwei Einlässe in der Motorhaube in den Motorraum ein. Alu-Leitbleche leiten die einströmende Luft zum Motor und über die Kühlrippen des Motorzylinders, wo dann die Wärmeableitung stattfindet. Die warme Luft tritt strömt dann durch zwei Lüftungsöffnungen auf der Rückseite der Motorhaube aus. Die Kühlluftklappen sind nicht beweglich.

Brennstoffeinspritzung

Das mehrdüsige Dauerfluss-Einspritzsystem versorgt den Motor mit Brennstoff. Eine motorbetriebene Brennstoffpumpe pumpt den Brennstoff aus dem gewählten Flügeltank und leitet ihn an das Gemischregelventil, das in die Pumpe integriert ist. Das Gemischregelventil proportioniert den Brennstoff entsprechend der vom Piloten gewählten Stellung des Gemischreglers und kompensiert automatisch für die Höhenlage, um somit stets die für jede Höhe richtige Anreicherung bereitzustellen. Vom Gemischregler aus wird der Brennstoff an das Dosierventil am Leistungskörper des Luftinduktionssystems geleitet. Das Brennstoff-Dosierventil justiert den Brennstoffffluss gemäß der vom Piloten gewählten Stellung des Leistungshebels. Vom Dosierventil fließt der Brennstoff zum Verteilerventil (Spider-Ventil) und dann zu den einzelnen Einspritzdüsen. Das System dosiert den Brennstoff proportional zu Motordrehzahl, Drosselstellung und Höhendruck. Eine manuelle Gemischregelung und Absperrung im Leerlauf sind ebenfalls verfügbar. Eine elektrische Brennstoffpumpe dient als Hilfspumpe zur Unterdrückung von Dämpfen und zum Priming.

Motorluftinduktionssystem

Die Induktionsluft strömt durch zwei Einlässe an der Vorderseite der Motorhaube in den Motorraum ein. Die Luft strömt durch einen Trockenschaum-Induktionsfilter und durch ein Schmetterlingsdrosselventil in den sechsrohrigen Motorverteiler und schließlich durch die Zylinderansaugöffnungen in die Brennkammern. Bei einer Verstopfung des trockenen Induktionsfilters kann eine vom Piloten gesteuerte alternative Induktionsluftklappe geöffnet werden,

um den fortgesetzten Motorbetrieb zu ermöglichen. Siehe Motorsteuerelemente, Alternative Luftregelung.

Brennstoffzündung

Zwei motorbetriebene Magnetzünder und zwei Zündkerzen in jedem Zylinder zünden den Brennstoff. Der rechte Magnetzünder zündet die die unteren Zündkerzen auf der rechte Seite, sowie die oberen Zündkerzen auf der linken Seite des Motors, und der linke Magnetzünder zuendet die unteren Zündkerzen auf der linken Seite , sowie die oberen Zündkerzen auf der rechten Seite des Motors. Beim normalen Betrieb werden beide Magnetzünder eingesetzt, da bei doppelter Zündung eine bessere Verbrennung des Brennstoff-/ Luftgemischs erzielt wird.

Abgassystem

Die Motorabgase werden durch ein doppeltes Abgassystem ausgestoßen. Nach Verlassen der Zylinder strömen die Abgase durch den Abgaskrümmer und durch die Schalldämpfer an beiden Seiten des Motors und schließlich durch die Abgasrohre durch die untere Motorhaube hindurch über Bord. Um den rechten Schalldämpfer ist ein Wärmetauscher montiert, der die Heizwärme für die Kabine liefert.

Motorsteuerorgane

Die Motorsteuerorgane sind für den Piloten leicht zugänglich auf einer Mittelkonsole angeordnet. Sie bestehen aus einem einarmigen Leistungshebel (Gashebel) und einem Gemischreglerhebel. Ein einstellbarer Reibungswiderstandsrad (mit FRICTION beschriftet) an der rechten Seite der Konsole dient zum Einstellen des Widerstands und der Positionsstabilität der Hebel. Eine alternative Induktionsluftquelle steht ebenfalls zur Verfügung.

Leistungshebel (Gashebel)

Der einarmige Leistungshebel ist mit MAX-POWER-IDLE beschriftet. Er befindet sich an der Konsole und wird zum Regeln der Motorleistung sowie zur Automatischen Anpassung der Propellerdrehzahl verwendet. Der Hebel ist über einen Bowdenzug mit dem Drosselkörper/Dosierventil und mit dem Propellerregler verbunden. Wenn der Hebel in Richtung MAX verstellt wird, öffnet sich das Schmetterlingsdrosselventil und dosiert mehr Brennstoff in die

Brennstoffverteilung. Ein separater Bowdenzug zum Propellerregler passt den Regleröldruck an, um die Propellersteigung zu erhöhen und die Motordrehzahl aufrechtzuerhalten. Das System ist so eingestellt, dass es in der Reiseflugstellung ungefähr 2500 U/min und in der Vollgaseinstellung 2700 RPM aufrecht erhält.

Gemischregler

Der Gemischreglerhebel ist mit RICH-MIXTURE-CUTOFF beschriftet und befindet sich an der Konsole. Er wird zum Justieren der Proportionierung von Brennstoff und Verbrennungsluft verwendet. Der Gemischreglerhebel ist mechanisch mit dem Gemischreglerventil in der motorbetriebenen Brennstoffpumpe verbunden. Wird der Hebel nach vorne geschoben (auf RICH) verstellt sich das Ventil und lässt mehr Brennstoff durch. Beim Zurückziehen des Hebels (auf LEAN) wird weniger Brennstoff zugeführt. In der hintersten Stellung (CUTOFF) ist das Regelventil geschlossen.

Anlasser/Zündschalter

Ein drehbarer Schlüsselschalter auf der linken Seite der Grundplatte dient als Anlasser und Zündschalter. Der Schalter ist mit OFF-R-L-BOTH-START beschriftet. In der OFF-Stellung ist der Anlasser elektrisch getrennt und die Magneten sind geerdet und nicht funktionsfähig. Normalerweise wird der Motor mit beiden Magnetzündern betrieben (Schalter auf BOTH gestellt). Ausnahmen sind bei Inspektion der Magnetzünder und bei Notfallverfahren. Die Positionen R und L werden für die individuelle Prüfung des rechten oder linken Magnetzünders und im Notfall zum Betrieb nur eines Magnetzünders verwendet. Bei eingeschaltetem (ON) BAT-Hauptschalter werden durch Drehen des Zündschalters auf die federgelagerte START-Stellung der Anlasser und beide Magnetzünder aktiviert. Der Schalter kehrt nach Freigabe automatisch auf die BOTH-Stellung zurück.

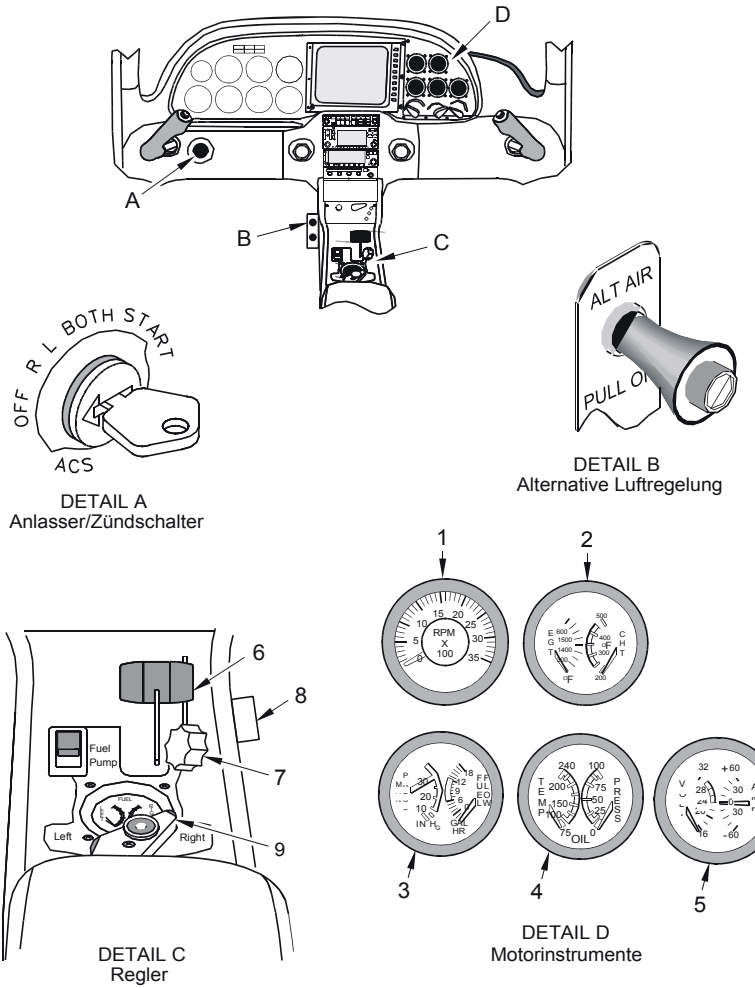
Alternative Luftregelung

Ein Regelknopf für die alternative Induktionsluft ist mit ALT AIR - PULL beschriftet. Er befindet sich auf der linken Konsole nahe dem rechten Fuß des Piloten. Zur Betätigung des Reglers den mittleren Verriegelungsknopf drücken, den Knopf auf die offene Stellung herausziehen und dann den Verriegelungsknopf freigeben. Durch Herausziehen dieses Knopfes wird die alternative Induktionsluftklappe

am Induktionsluftverteiler des Motors geöffnet, wobei der Luftfilter umgangen und warme, ungefilterte Luft in den Motorraum einströmt. Alternative Induktionsluft wird verwendet, wenn eine Verstopfung der normalen Luftquelle vermutet wird. Der Betrieb mit der alternativen Induktionsluft sollte minimal gehalten werden. Die Ursache der Filterverstopfung sollte sobald wie möglich behoben werden.

Motoranzeigen

Das SR20 ist mit Motorinstrumenten und Warnlampen für die Überwachung der Motorleistung ausgestattet. Die Instrumente befinden sich auf der rechten Seite des Instrumentenpanels und die Warnlampen sind auf dem Anzeigepanel direkt vor dem Piloten angeordnet.



DETAIL A
Anlasser/Zündschalter

DETAIL B
Alternative Luftregelung

DETAIL C
Regler

DETAIL D
Motorinstrumente

LEGENDE

1. Drehzahlmesser
2. EGT/CHT
3. Verteilerdruck/Brennstoff-Fluss
4. Öltemp/Druck
5. Volt/Amperemeter
6. Leistungshebel
7. Gemischregler
8. Reibungseinstellung
9. Brandhahn

SR2_FM07_160:

Abbildung 7-8
Steuerelemente und Anzeigen

Ölwarnlampe

Die rote Ölwarnlampe (OIL) auf dem Anzeigepanel leuchtet auf, wenn die Öltemperatur zu hoch oder der Öldruck zu niedrig ist. Die Lampe wird durch einen Schalter im Öltemperaturanzeiger aktiviert, wenn die Öltemperatur 240° F erreicht. Wenn der Öldruck unter 10 psi fällt wird die Lampe von einem Schalter im Öldruckanzeiger aktiviert. Wenn die Ölwarnlampe (OIL) während des Fluges aufleuchtet, müssen zur Bestimmung der Ursache die Öltemperatur- und Druckanzeiger beobachtet werden. Niedriger Öldruck ist meistens von einer hohen Öltemperatur begleitet. Die Lampe wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ANNUNC) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Drehzahlmesser

Ein 2¼”-Drehzahlmesser ist auf dem rechten Instrumentenpanel neben den anderen Motorinstrumenten montiert. Der Zeiger zeigt über einen Skalenbereich von 0 bis 3500 U/min in Stufen von 100 U/min an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der elektrisch betriebene Drehzahlmesser empfängt ein Drehzahlsignal von einem Drehzahlgeber, der am hinteren Ende des Motors zwischen den Magnetzündern installiert ist.28 V Gleichstrom für den Instrumentenbetrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus geliefert.

Abgas-/Zylinderkopf-Temperaturanzeige

Ein 2¼” Anzeiger für die Abgastemperatur (EGT) und die Zylinderkopftemperatur (CHT) ist auf dem rechten Instrumentenpanel installiert.28 V Gleichstrom für den Instrumentenbetrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus 1 geliefert.

Der EGT-Zeiger zeigt über einen Skalenbereich von 1250° F bis 1650° F in Stufen von 25° F an. Die EGT-Skala hat keine Grenzmarkierungen. Der elektrisch betriebene EGT-Anzeiger empfängt ein Temperatursignal von einem Thermoelement, das im linken Abgasrohr installiert ist.

Der CHT-Zeiger zeigt über einen Skalenbereich von 200° F bis 500° F an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der elektrisch betriebene CHT-Anzeiger empfängt ein Temperatursignal von einem Temperaturgeber im Zylinderkopf Nr. 2 an der linken Seite des Motors.

Öltemperatur-/Öldruckanzeige

Eine 2¼" Kombinationsanzeige für Öltemperatur und Öldruck ist auf dem rechten Instrumentenpanel direkt unter der EGT/CHT-Anzeige montiert. Dieses Instrument ist von innen beleuchtet.28 V Gleichstrom für den Instrumentenbetrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus geliefert.

Der Öltemperaturzeiger zeigt über einen Skalenbereich von 75° F bis 250° F in Stufen von 25° F an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der Öltemperaturanzeiger empfängt ein Temperatursignal von einem Temperaturgeber, der nahe dem linken Magnetzünder am Motor installiert ist.

Der Zeiger der Öldruckanzeige streicht über eine Skala welche von 0 bis 100 psi markiert ist. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der Öldruckanzeiger empfängt ein Drucksignal von einem Öldruckgeber an der linken Seite des Motors. Normalerweise fällt der Öldruck im Leerlauf auf 10 psi ab, bleibt jedoch bei höherer Drehzahl im Bereich von 30 - 60 psi.

Brennstoffffluss-/Verteilerdruckanzeige

Ein 2¼" Kombianzeiger für Brennstoffffluss- und Verteilerdruck ist auf dem rechten Instrumentenpanel direkt unter dem Drehzahlmesser angebracht. Dieser Anzeiger ist von innen beleuchtet.28 V Gleichstrom für den Instrumentenbetrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus geliefert.

Der Brennstoffflusszeiger zeigt über eine Skala von 0 bis 18 Gal/h an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der elektrische betriebene Brennstoffflussanzeiger empfängt ein Durchflusssignal von einem Durchflussgeber, der in der Brennstoffleitung zwischen dem Dosierventil und dem Einspritzverteiler (Spider) installiert ist.

Der Verteilerdruckzeiger zeigt über eine Skala von 10 bis 35 Zoll Hg in Stufen von 5-Zoll Hg an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der elektrisch betriebene Verteilerdruckanzeiger empfängt ein Drucksignal von einem Druckgeber, der im Induktionsluftstrom auf der linken Seite des Induktionsluftverteilers installiert ist.

Propeller

Das Flugzeug ist mit einem aus einer Aluminiumlegierung hergestellten Constant-Speed Propeller mit Regler ausgestattet. Das Flugzeug ist mit dem standardmäßigen 2-Blatt-Propeller (76" Durchmesser) oder dem optionalen 3-Blatt-Propeller (74” Durchmesser) erhältlich.

Der Propellerregler justiert automatisch die Propellersteigung zur Regelung des Propellers und der Motordrehzahl. Der Propellerregler registriert die Motordrehzahl über Fliehgewichte und die Leistungseinstellung über ein Kabel, das mit dem Leistungshebel (Gashebel) im Cockpit verbunden ist. Der Propellerregler verwendet Öldruck, um die Propellersteigung zu regulieren. Wenn der Leistungshebel nach vorne geschoben wird, dosiert der Regler eine geringere Menge Hochdrucköl an die Propellernabe. Dadurch können Zentrifugalkräfte auf die Propellerblätter einwirken und sie auf eine niedrigere Steigung fahren um eine höhere Drehzahl zu ermöglichen. Bei einer Reduzierung der Leistung (Zurückziehen des Leistungshebels) führt der Regler der Propellernabe mehr Hochdrucköl zu, wodurch die Propellerblätter in eine höhere Steigung gezwungen werden und eine niedrigere Drehzahl erreicht wird. Während des stabilisierten Reiseflugs justiert der Regler die Propellersteigung automatisch, um die eingestellte Drehzahl (Leistungshebel) aufrechtzuerhalten. Jede Veränderung der Fluggeschwindigkeit oder Last am Propeller verursacht eine Veränderung der Propellersteigung.

Brennstoffsystem

Der nutzbare Brennstoff für den Flug wird in einem 56-Gallonen-Integral-Flügeltanksystem mitgeführt. Das System umfasst einen entlüfteten in jeden Flügel integrierten 30,3-Gallonen-Tank (28 Gallonen nutzbar), einen Brennstoffsumpf in jedem Flügel, einen Brandhahn mit 3 Positionen, eine elektrischen Hilfspumpe und eine motorbetriebene Brennstoffpumpe. Der Brennstoff wird durch Schwerkraft aus jedem Tank dem jeweils verbundenen Sammelsumpf zugeführt. Die motorbetriebene Brennstoffpumpe pumpt den Brennstoff aus dem Sumpf durch einen Filter und zum Brandhahn und schließlich unter Druck zum Brennstoffeinspritzsystem. Die elektrische Hilfspumpe dient zur Voreinspritzung (Priming) des Motors und zur Unterdrückung der Brennstoffdämpfe.

Jeder in den Flügel integrierte Brennstofftank hat an der Oberseite jedes Flügels einen Einfülldeckel zum Tanken. Ein Wartungsdeckel an der Unterseite jedes Flügels ermöglicht den Zugang zum Nassraum (Tank) für allgemeine Inspektions- und Wartungsarbeiten. Ein Schwimmerschalter in jedem Tank liefert Daten zum Brennstoffstand an die Brennstoffstandsanzeiger. Der Umgebungsdruck im Tank wird durch eine Entlüftungsleitung aus jedem Tank aufrechterhalten. Der Brennstoff aus jedem Flügeltank wird durch Schwerkraft durch Filtersiebe und ein Rückschlagventil an den jeweiligen Sumpf jedes Flügels geleitet. Jeder Sumpf enthält einen oberflächenbündig montierten Brennstoffablass und eine Entlüftung zu dem jeweiligen Tank.

Die motorbetriebene Brennstoffpumpe pumpt gefilterten Brennstoff aus den zwei Sümpfen durch einen Brandhahn mit drei Positionen (LEFT-RIGHT-OFF / LINKS-RECHTS-AUS). Über den Brandhahn kann ein Tank ausgewählt werden. Der Brennstoff aus der Brennstoffpumpe wird dem Induktionsluftstrom entsprechend proportioniert (angereichert), durch einen Durchflussregler und schließlich an die einzelnen Zylinder geleitet. Der überschüssige Brennstoff fließt in den gewählten Tank zurück.

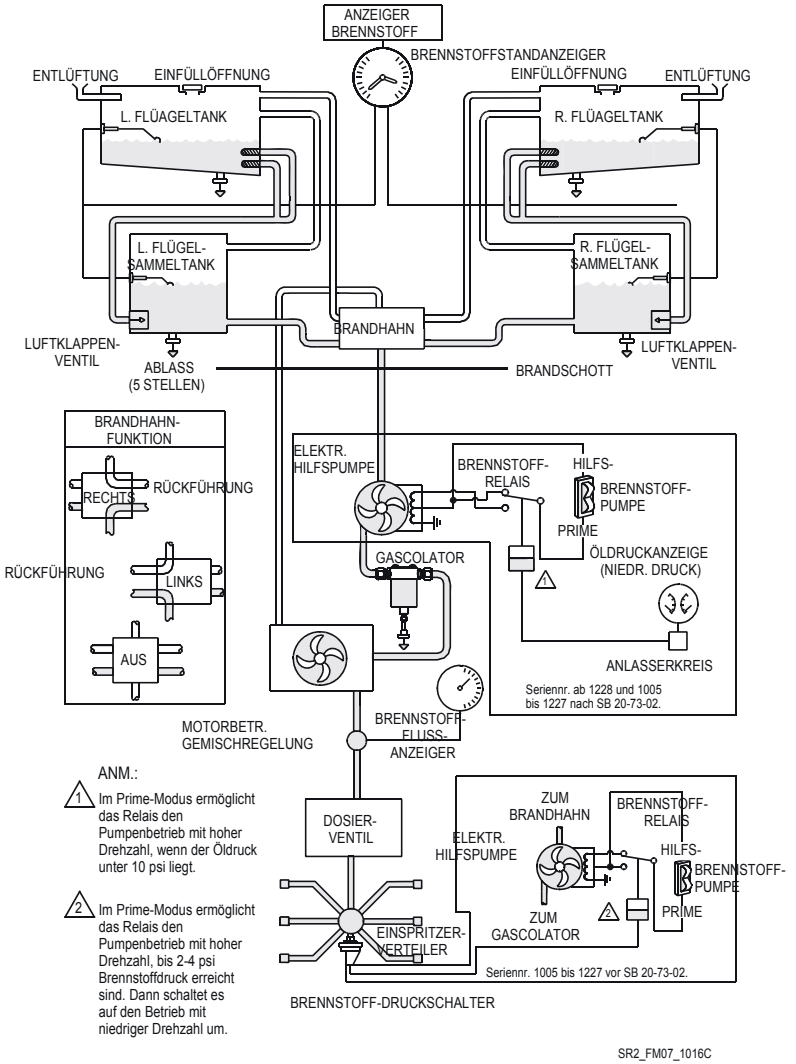


Abbildung 7-9
Kraftstoffsystem

Die Brennstoffstandanzeiger für jeden Tank befinden sich in der Mittelkonsole neben dem Brandhahn und sind für den Piloten gut sichtbar angeordnet. Absperr- und Brandhahn sind für leichten Zugang daneben angeordnet.

Für den richtigen Betrieb des Brennstoffsystems ist eine gute Entlüftung wichtig. Wenn die Entlüftung blockiert ist, reduziert sich der Brennstofffluss und der Motor kann letztendlich aufgrund von Brennstoffmangel absterben. Die Entlüftung erfolgt unabhängig von jedem Tank durch eine Entlüftungsleitung, die zu einer NACA-Entlüftung in einer Zugangsplatte unter dem Flügel nahe der Flügelspitze verlegt ist.

Bei hoher Zuladung in der Kabine können die Brennstofftanks mit weniger Brennstoff gefüllt werden. Dabei wird jeder Tank bis zu der unter der Einfüllöffnung sichtbaren Markierung gefüllt. An dieser Markierung enthält jeder Tank eine reduzierte Brennstoffmenge von 13 Gallonen nutzbarem Brennstoff (26 Gallonen nutzbaren Gesamtbrennstoff bei allen Flugbedingungen).

Die an den tiefen Stellen des Systems vorgesehenen Ablässe ermöglichen den Ablass des Brennstoffs zur Wartung und zur Prüfung auf Verschmutzung und Güte des Brennstoffs. Eine Kraftstoffprobe muss vor jedem Flug genommen warden. Hierzu ist ein Probebecher geliefert, mit welchem Proben von jedem Flügeltank, dem Sammeltank, sowie dem Kraftstofffilter genommen werden können. Wenn es die Startgewichtsgrenzen für den nächsten Flug zulassen, sollten die Tanks nach jedem Flug aufgetankt werden, um eine Kondensation zu vermeiden.

Brennstoffstandwarnlampe

Die gelbe FUEL-Warnlampe auf dem Anzeigepanel leuchtet auf, wenn der Brennstoffstand niedrig ist. Schalter in den Brennstoffstandanzeigen verursachen das Aufleuchten dieser Lampe, wenn der Brennstoff in beiden Tanks unter ca. 8,5 Gallonen abfällt (17 Gallonen insgesamt bei Horizontalflug, wenn beide Tanks auf gleicher Höhe sind). Da beide Tanks unter 8,5 Gallonen fallen müssen, bevor die Lampe aufleuchtet, kann es vorkommen , dass die erst Lampe aufleuchtet, wenn en Tank unter 8.5 Gallonen Inhalt fällt, und der andere Tank aber bereits trocken ist.

Wenn die FUEL-Warnlampe während des Flugs aufleuchtet, muss die Brennstoffmenge anhand der Brennstoffstandsanzeigen bestimmt werden. Die Lampe wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ANNUNC) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Brennstoffstandanzeiger

Ein zweifacher 2¼”-Brennstoffstandanzeiger ist auf der Konsole direkt vor dem Brandhahn montiert. Der LINKE Zeiger zeigt den Brennstoffstand es linken Tanks über eine Skala von 0 bis 28 US-Gallonen in Stufen von 2½ Gallonen an. Der RECHTE Zeiger zeigt über die gleiche Skala den Inhalt des rechten Tanks an. Jede Skala weist einen gelben Bogen von 0 bis 8,2 Gallonen auf. Die Anzeiger sind so kalibriert, dass sie bei keinem restlichen nutzbaren Brennstoff „0“ anzeigen. Jeder Anzeiger liefert auch ein Ausgangssignal, durch das die FUEL-Warnlampe eingeschaltet wird, wenn der Stand in beiden Tanks unter ca. 8-9 Gallonen fällt. Dieser Anzeiger ist von innen beleuchtet.28 V Gleichstrom für die Brennstoffstandanzeige werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus geliefert.

• Hinweis •

Wenn die Tanks 1/4 des Füllvermögens oder weniger Brennstoff enthalten, können bei unkoordiniertem Flugverhalten wie Slips oder Skids die Tankauslässe abgedeckt werden. Deshalb sollte beim Betrieb mit einem leeren Brennstofftank oder bei nur bis zu 1/4 gefüllten LINKEN oder RECHTEN Tank kein unkoordiniertes Flugverhalten länger als 30 Sekunden dauern.

Brandhahn

Ein Brandhahn an der Rückseite der Mittelkonsole bietet folgende Funktionen:

- LEFT.....Aktiviert den Brennstofffluss vom linken Tank
- RIGHT .....Aktiviert den Brennstofffluss vom rechten Tank
- OFF ..... Sperrt den Brennstofffluss aus beiden Tanks ab

Der Hahn ist so angeordnet, dass er jeweils auf den Brennstoffanzeiger für den jeweiligen Tank gerichtet ist. Um den rechten oder linken Tank auszuwählen, wird der Hahn einfach auf die entsprechende Position gedreht (RIGHT für rechts und LEFT für links). Zum Absperren des Brennstoffs wird der Brandhahnfreigabehebel angehoben und dann auf OFF gedreht.

Hilfspumpenschalter

Hilfspumpenbetrieb und Voreinspritzung (Priming) werden durch den BOOST-PRIME-Schalter der Brennstoffpumpe gesteuert. Dieser Schalter befindet sich neben dem Brandhahn. Die PRIME-Position ist ein Momentschalter und die BOOST-Position ist auswählbar. Eine zweistufige Prime-Funktion ermöglicht ein schnelles Erreichen des erforderlichen Brennstoffdrucks zum Anlassen des Motors.

Seriennummern 1005 bis 1227 vor SB 20-73-02: Wenn der PRIME-Schalter zum Anlassen des Motors gedrückt wird, arbeitet die Hilfspumpe mit hoher Drehzahl, bis ein Brennstoffdruck von 2-4 psi erreicht ist. Sobald der Brennstoffdruck 2-4 psi erreicht, schaltet ein Druckschalter in der Brennstoff-Einspritzleitung die Hilfspumpe auf eine niedrige Drehzahl zurück um den Brennstoffdruck auf 4-6 psi zu erhöhen. Bei Wahl der BOOST-Stellung wird die Hilfspumpe mit niedriger Drehzahl aktiviert und liefert einen kontinuierlichen Druck von 4-6 psi, um somit bei warmem Brennstoff die entstehenden Dämpfe zu unterdrücken.

Seriennummern ab 1228, 1005 bis 1227 nach SB 20-73-02: Zur Steuerung des Hilfspumpenbetriebs wird ein öldruckgeregeltes System verwendet. Die Öldruck-/Öltemperaturanzeige liefert ein Signal an den Anlasserkreis und generiert somit Masse für den Ölanzeiger und das Brennstoffsystem. Dieses System sorgt für eine hohe Drehzahl der Brennstoffpumpe (PRIME), wenn der Motoröldruck unter 10 PSI liegt. Sobald der Motoröldruck über 10 psi liegt, hat das

Drücken des PRIME-Schalters keine Wirkung. Bei Wahl der BOOST-Stellung wird die Hilfspumpe unabhängig vom Öldruck mit niedriger Drehzahl aktiviert und liefert einen kontinuierlichen Druck von 4-6 psi, um somit bei warmem Brennstoff die entstehenden Dampfblasen zu unterdrücken.

Die Hilfspumpe wird über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (FUEL PUMP) am Main Bus 1 mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Elektrik

Die standardmäßige Elektrik des Flugzeugs umfasst eine 28-V-Gleichstrom-Lichtmaschine. Die Anlage liefert kontinuierlich Strom für Avionik, Fluginstrumente, Beleuchtung und andere elektrisch betriebene und gesteuerte Systeme während des normalen Betriebs. Das System ermöglicht auch eine Lastreduzierung bei Ausfall eines elektrischen Systems.

• Hinweis •

Bei bestimmten Flugzeugen ist eine optionale zweite Lichtmaschine installiert. Eine genaue Beschreibund dieses Systems ist dem Anhang 11934-S10, POH Anhang für Doppeltes Lichtmaschinensystem zu entnehmen.

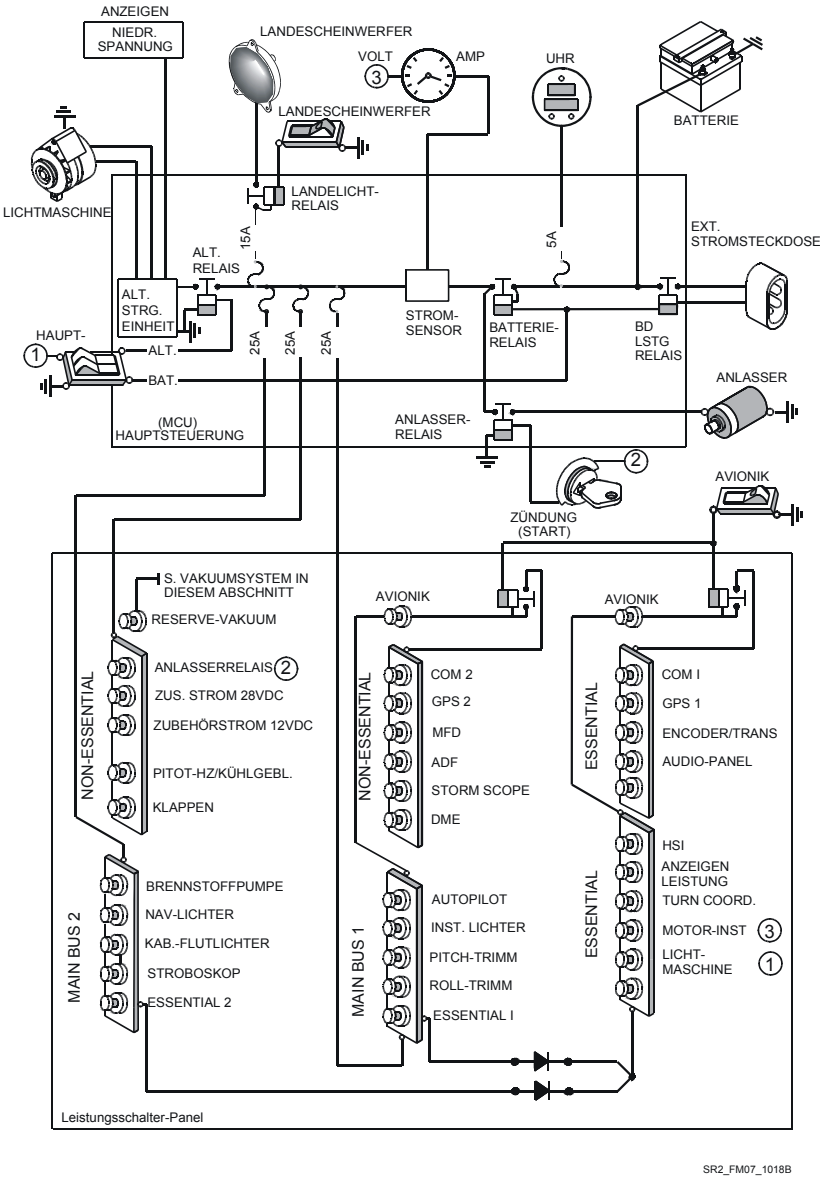


Abbildung 7-10
Stromversorgung und -verteilung

Stromerzeugung

Der primäre Strom für das SR20 wird durch ein 28-Volt-Gleichstromsystem mit negativer Erdung geliefert. Das Lichtmaschinensystem besteht aus einer 24-Volt-Batterie mit 10-Amperestunden, einer 75-Ampere-Lichtmaschine und einem Überspannungsschutzsystem. Die Batterie ist eine für die Luftfahrt zugelassene Blei-Säure-Batterie mit 12 Zellen und verschüttungssicheren Entlüftungsdeckeln. Die Batterie wird zum Anlassen des Motors und als Notstromquelle bei einem Ausfall der Lichtmaschine verwendet. Die 75-A-Lichtmaschine liefert konstanten Ladestrom für die Batterie und die Hauptstromversorgung der Elektrik bei normalem Systembetrieb. Der Spannungsregler sorgt für Überspannungsschutz und konstante Spannungsregelung der ungefilterten Lichtmaschinenleistung. Zum Schutz empfindlicher Instrumente überwacht das Überspannungsschutzsystem die primäre Stromsammelschiene und begrenzt die Spitzenspannung auf 28,5 Volt. Bei anhaltendem Über- oder Unterspannungszustand liefert das Überspannungssystem eine Warnung an den Piloten.

Stromverteilung

Die Stromverteilung des SR20 umfasst die elektrische Stromsammelschiene in der Master Control Unit (MCU), Hauptsammelschienen sowie Sammelschienen für notwendige und nicht notwendige Versorgung (Essential und Non-Essential Bus) im Leistungsschalter-Panel sowie die damit verbundenen Sicherungen, Leistungsschalter und Schalter. Die Hauptsammelschienen (Main Bus 1 und Main Bus 2) sowie die Sammelschiene für nicht notwendige Geräte erhalten Strom von der Lichtmaschine über 25-A-Sicherungen oder Stromkreisunterbrecher in der Master Control Unit (MCU). Der Essential Bus wird von Main Bus 1 und Main Bus 2 über die Essential 1 und Essential 2 Stromkreisunterbrecher durch ein Netzwerk von Dioden versorgt. Die Non-Essential Avionik-Sammelschiene und die Essential Avionik-Sammelschiene werden vom Main Bus 1 bzw. vom Essential Bus über die jeweils damit verbundenen Avionik-Stromkreisunterbrecher versorgt, vorausgesetzt, der AVIONICS POWER-Schalter ist eingeschaltet (ON). Zur Reduzierung der Avioniklasten an den Avionik-Sammelschienen kann der dazugehörige Avionik-Stromkreisunterbrecher herausgezogen werden.

BAT- und ALT-Hauptschalter

Die Hauptschalter (MASTER) der Elektroanlage sind Kippschalter. In der oberen Position sind sie eingeschaltet und in der unteren Position ausgeschaltet. Der rechte mit BAT beschriftete Schalter dient zur Regelung des gesamten elektrischen Stroms im Flugzeug. Der linke mit ALT beschriftete Schalter regelt die Lichtmaschine.

Normalerweise sind beide Hauptschalter eingeschaltet (ON). Der BAT-Schalter kann jedoch auf dem Boden separat eingeschaltet werden, um die Ausrüstung zu prüfen. Zur Prüfung der Avionik-oder Funkgeräte während des Bodenaufenthalts muss auch der Avionikschalter eingeschaltet werden. Wenn der ALT-Schalter ausgeschaltet (OFF) wird, ist die Lichtmaschine von der Elektrikanlage getrennt und die gesamte elektrische Last wird von der Batterie versorgt.

• Hinweis •

Bei längerem Betrieb mit ausgeschaltetem Lichtmaschinenschalter kann sich die Batterie bis zu einem Grad entleeren, dass sich das Batterierelais öffnet, kein Strom im Lichtmaschinenfeld mehr anliegt und ein erneuter Start der Lichtmaschine verhindert wird.

Avionikschalter

Der Kippschalter mit der Beschriftung AVIONICS POWER dient zur Regelung des elektrischen Stroms aus der Hauptsammelschiene des Flugzeugs an die Avioniksammelschiene. Der Schalter befindet sich neben den ALT- und BAT-Hauptschaltern und ist nach oben gedrückt eingeschaltet und nach unten gedrückt ausgeschaltet. Dieser Schalter wird normalerweise zum Aktivieren oder Deaktivieren der gesamten Avionik auf dem Non-Essential- und Essential Bus verwendet. Bei ausgeschaltetem Schalter wird den Avionikgeräten kein Strom zugeführt, unabhängig von der Stellung des Hauptschalters oder der individuellen Geräteschalter. Während normalem Betriebs des Flugzeugs sollte der Schalter "AVIONICS POWER" in der Stellung "AUS" sein, bevor der Hauptschalter eingeschaltet wird, das Triebwerk angelassen wird, oder eine externe Stromquelle angeschlossen wird.

Unterspannungswarnlicht

Das Flugzeug ist mit einer roten LOW VOLTS-Warnlampe ausgestattet. Diese befindet sich auf dem Anzeiger-Panel auf der linken Seite des Instrumenten-Panels. Die Lichtmaschinensteuerung (ACU), die sich in der Hauptsteuerung (MCU) befindet und motorseitig auf dem Brandschott befestigt ist, steuert diese Warnlampe.

Wenn ein Überspannungszustand eintritt, entzieht die Lichtmaschinensteuerung (ACU) automatisch den Strom aus dem Lichtmaschinenfeld, um die Lichtmaschine abzuschalten. Bei ausgeschalteter Lichtmaschine liefert die Batterie den Systemstrom und auf dem Amperemeter wird eine Entladungsrate angezeigt. Unter diesen Umständen leuchtet je nach der elektrischen Last die LOW VOLTS-Warnlampe auf, sobald die Systemspannung unter 25,5 ± 0,35 Volt fällt. Durch Aus- und Einschalten des ALT-Hauptschalters kann die Lichtmaschinensteuerung eventuell rückgesetzt werden. Wenn die Warnlampe nicht wieder leuchtet, lädt die Lichtmaschine wieder. Leuchtet die Lampe erneut auf, liegt eine Störung vor.

• Hinweis •

Die LOW VOLTS-Warnlampe und die Entladungsanzeige am Amperemeter können auch aktiviert werden, wenn bei elektrischer Last am System eine niedrige Drehzahl vorliegt, wie z. B. beim Rollen auf der Startbahn. Unter diesen Umständen erlischt die Lampe, sobald eine höhere Drehzahl erreicht ist. Der Hauptschalter muss dann nicht aus- und eingeschaltet werden, da keine Überspannung vorlag und die Lichtmaschine nicht deaktiviert wurde.

Die Funktion der Warnlampe kann geprüft werden, indem der Landescheinwerfer eingeschaltet und nur der ALT-Hauptschalter kurz ausgeschaltet wird (der BAT-Schalter muss eingeschaltet bleiben).

Volt-/Amperemeter

Ein 2¼" Volt-/Amperemeter ist auf dem rechten Instrumentenpanel direkt außerhalb der Öltemperatur-/Öldruckanzeige montiert. Dieser Anzeiger ist von innen beleuchtet.28 Volt Gleichstrom für die Instrumentenbeleuchtung wird über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (LIGHTS) am Main Bus 1 geliefert.

Der VOLT-Zeiger zeigt über eine Skala von 16 bis 32 Volt an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der Spannungsanzeiger erfasst die Messungen vom Essential Bus.

Der AMP-Zeiger zeigt über eine Skala von -60 bis +60 Ampere an, wobei Null auf 9-Uhr steht. Die Ampereanzeige wird von einem Strom-Shunt in der Elektrik-Hauptsteuerung (MCU) erfasst. Bei laufendem Motor und eingeschaltetem Hauptschalter zeigt das Amperemeter die Laderate der Batterie an. Wenn die Lichtmaschine nicht funktioniert oder die elektrische Last die Leistung der Lichtmaschine übersteigt, zeigt das Amperemeter eine Entladungsrate an.

Stromkreisunterbrecher und Sicherungen

Individuelle elektrische Schaltkreise, die mit dem Main, Essential und Non-Essential Bus des Flugzeugs verbunden sind, werden durch rücksetzbare Stromkreisunterbrecher geschützt. Die Stromkreisunterbrecher sind an der linken Seite der Mittelkonsole installiert. Der Essential Bus wird von den Hauptsammelschienen (Main Bus) über die ESSENTIAL 1 und ESSENTIAL 2 20-A-Stromkreisunterbrecher versorgt. Avioniklasten am Non-Essential Avionics Bus und Essential Avionics Bus werden über einen 15-A-Stromkreisunterbrecher (AVIONICS) geschützt, der mit der jeweiligen Sammelschiene durch die vom AVIONICS-Schalter aktivierten Relais verbunden ist.

Neben den einzelnen Stromkreisunterbrecher werden Main Bus 1, Main Bus 2 und Non-Essential Bus zusätzlich durch Sicherungen an der Hauptsammelschiene in der Hauptsteuerung (MCU) geschützt. Eine weitere 15-A-Sicherung schützt den Landescheinwerfer und die Reservevakuumpumpen-Schaltkreise. Die Uhr wird kontinuierlich durch eine 5-A-Sicherung versorgt. Diese Sicherung ist an der Hauptsammelschiene in der MCU angeschlossen.

Bodenservice-Steckdose

Eine Bodenservice-Steckdose befindet sich direkt hinter der Kühlluftklappe an der linken Seite des Flugzeugs. Hier kann eine externe Stromquelle zum Anlassen bei kaltem Wetter und für die Gewährleistung einer zuverlässigen Stromversorgung bei längeren Wartungsarbeiten angeschlossen werden. Die externe Stromquelle muss auf 28 V Gleichstrom reguliert werden. Der Relais der externen Stromquelle ist mit dem BAT-Hauptschalter verbunden. Deshalb muss

der BAT-Hauptschalter bei Verwendung der externen Stromquelle eingeschaltet (ON) sein.

Die Verwendung einer externen Stromquelle und besondere Vorsichtsmaßnahmen sind in Abschnitt 8, Handling am Boden, Instandhaltung und Wartung beschrieben.

Zusätzliche Steckdose

Eine 12-V-Zusatzsteckdose ist in der Mittelkonsole installiert. Diese Steckdose nimmt eine standardmäßige Zigarettenanzünderbuchse auf. Die Steckdose kann für tragbare Geräte wie CD-Spieler, Kassettenspieler und tragbare Radios verwendet werden. Die maximale Stromentnahme bei dieser Steckdose darf 3,5 Ampere nicht übersteigen.Die 28-Volt-Gleichstromversorgung für die Zusatzsteckdose wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (CONVENIENCE POWER) am Non-Essential Bus geliefert und durch eine Stromtrafokarte in der Konsole auf 12 Volt reduziert.

Außenbeleuchtung

Das Flugzeug ist mit standardmäßigen Navigationslichtern an den Flügelspitzen und am Heck mit integrierten Antikollisions-Stroboskoplichtern ausgestattet. Das separat geregelte Landelicht befindet sich im linken Kühlluftklappeneinlass.

Navigationslichter

Das Flugzeug ist mit standardmäßigen Navigationslichtern an den Flügelspitzen ausgestattet. Die Lichter werden durch den NAV-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient.28 Volt Gleichstrom für den Navigationslichtbetrieb wird über den 3-A-Stromkreisunterbrecher (NAV LIGHTS) am Main Bus 2 geliefert.

Stroboskoplicht

Antikollisions-Stroboskoplichter sind in die standardmäßigen Navigationslichter integriert. Jedes Stroboskop wird durch ein separates Netzteil aktiviert. Die Stroboskop-Netzteile werden durch den STROBE-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient.28 Volt Gleichstrom für das Stroboskoplicht und die Schaltkreise werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (STROBE LIGHTS) am Main Bus 2 geliefert.

Landescheinwerfer

Ein Halogenscheinwerfer (Standard) oder High Intensity Discharge (HID) Landescheinwerfer (Sonderausstattung) ist in der unteren Motorhaube installiert. Der Landescheinwerfer wird durch den LAND-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient.

Bei der Standardinstallation (Halogen) wird bei Einschalten des LANDING-Lichtschalters das Landelicht-Steuerrelais in der Hauptsteuerung (MCU) aktiviert, wodurch sich der 28-V-Gleichstromschaltkreis von der Hauptsammelschiene des Flugzeugs zur Halogenlampe schließt. Ein 15-A-Stromkreisunterbrecher an der Hauptsammelschiene in der MCU schützt diesen Schaltkreis.

Bei der optionalen Installation (HID) wird durch Einschalten des LANDING-Lichtschalters das Landelicht-Steuerrelais in der MCU aktiviert und ein 28-V-Gleichstromkreis von der Hauptsammelschiene des Flugzeugs zur HID-Vorschaltung geschlossen. Die Vorschaltung ist am vorderen Brandschott installiert und versorgt die HID-Lampe mit Strom. Ein 15-A-Stromkreisunterbrecher an der Hauptsammelschiene in der MCU schützt diesen Schaltkreis.

Innenbeleuchtung

Die Innenbeleuchtung besteht aus separat geregelten Deckenlampen für die allgemeinen Beleuchtung der Kabine, individuellen Lampen für den Piloten und die Passagiere sowie abblendbare Panel-Flutlichter. Die Beleuchtung der Fluginstrumente und Avionikgeräte ist abblendbare.

Instrumentbeleuchtung

Die Instrumentbeleuchtung des Flugzeugs besteht aus abblendbaren Glühlampen in den Instrumentdeckringen. Die Lampen werden durch den INST-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient. Durch Rechtsdrehung des Knopfes werden die Lampen eingeschaltet und die Helligkeit erhöht. Die Schaltkreise für die Instrumentbeleuchtung werden mit 28 Volt Gleichstrom versorgt und über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher am Main Bus 1 geschützt.

Panel-Flutlichter

Eine Kette roter LED-Lampen unter dem Blendschutzschirm des Instrumentenpanels liefert die Flutbeleuchtung des Instrumentenpanels. Die Lampen werden durch den PANEL-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient. Durch Rechtsdrehung des Knopfes werden die Lampen eingeschaltet und die Helligkeit erhöht. Die Beleuchtung des Armaturenbretts erfolgt mittels 28V Gleichstrom, welcher von der Hauptschiene 2 über die 3 Ampere "CABIN LIGHTS" Sicherung geliefert wird.

Leselampen

Individuelle kugelförmige Leselampen sind in der Deckenauskleidung über den Passagiersitzen installiert. Die Lampen werden durch Drehen der Linse in der Fassung ausgerichtet und durch einen Druckknopf neben der Lampe ein- und ausgeschaltet. Die Leselampen des Piloten und Copiloten sind durch die PANEL-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels abblendbare. Die Lampen werden mit 28 Volt Gleichstrom betrieben, der über den 3-A-Stromkreisunterbrecher (CABIN LIGHTS) am Main Bus 2 geliefert wird.

Overhead-Domlicht

Für die allgemeine Kabinenbeleuchtung ist ein Domlicht in die Deckenauskleidung ungefähr in der Mitte der Kabine installiert. Das Domlicht wird durch den OVERHEAD-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels bedient. Durch Rechtsdrehung des Knopfes wird die Lampe eingeschaltet und die Lichtstärke reguliert. Die Lampen werden mit 28 Volt Gleichstrom betrieben, der über den 3-A-Stromkreisunterbrecher (CABIN LIGHTS) am Main Bus 2 geliefert wird.

Klimaanlage und Lüftung

Für die Heizung der Kabine und die Windschutzscheiben-Entfrostung wird konditionierte Luft (Klimaanlage) und für die Lüftung Außenluft zugeführt. Die Klimaanlage besteht aus einem Wärmetauscher am rechten Abgasrohr ein Luftverteilerkasten, Luftrohre, ein Windschutzscheiben-Diffusor, vordere Auslassventile und Regler für die Einstellung von Temperatur und Durchsatz.

Zur Lüftung wird frische Außenluft durch Lufteinlässe in den Führungskanten der Flügel angesaugt und an die runden Auslässe über den Sitzen geleitet. Jeder Insasse kann die frische Luft durch Drehen der Auslassdüse regulieren und die Auslassrichtung ändern.

Für die Heizung wird die frische Lüftungsluft aus den Frischluftansaugungen mit erwärmter Luft vom Wärmetauscher vermischt und dann an die Insassen und/oder den Windschutzscheiben-Diffusor verteilt. Die Heizluft wird durch einen Einlass im Motorraum angesaugt und an den um das rechte Auspuffrohr angebrachten Wärmetauscher geleitet. Diese erwärmte Luft vermischt sich dann mit der aus den Flügeleinlässen angesaugten Frischluft im Luftverteilerkasten, der hinter dem Instrumentenpanel montiert ist. Die Proportion von erwärmter und frischer Luft kann vom Piloten geregelt werden. Die vermischte (konditionierte) Luft wird dann an die Auslassdüsen über den Insassen und/oder an den Windschutzscheiben-Diffusor geleitet. Die Warmluftdüsen für die Vordersitze sind verstellbar und befinden sich hinter dem Instrumentenpanel vor jedem Vordersitz ungefähr auf Kniehöhe. Die Düsen für die Rücksitze befinden sich am Boden.

Temperatur, Volumen und Durchsatz werden mit den Kabinenluft-Wahlknöpfen an der unteren rechten Seite des Instrumentenpanels reguliert.

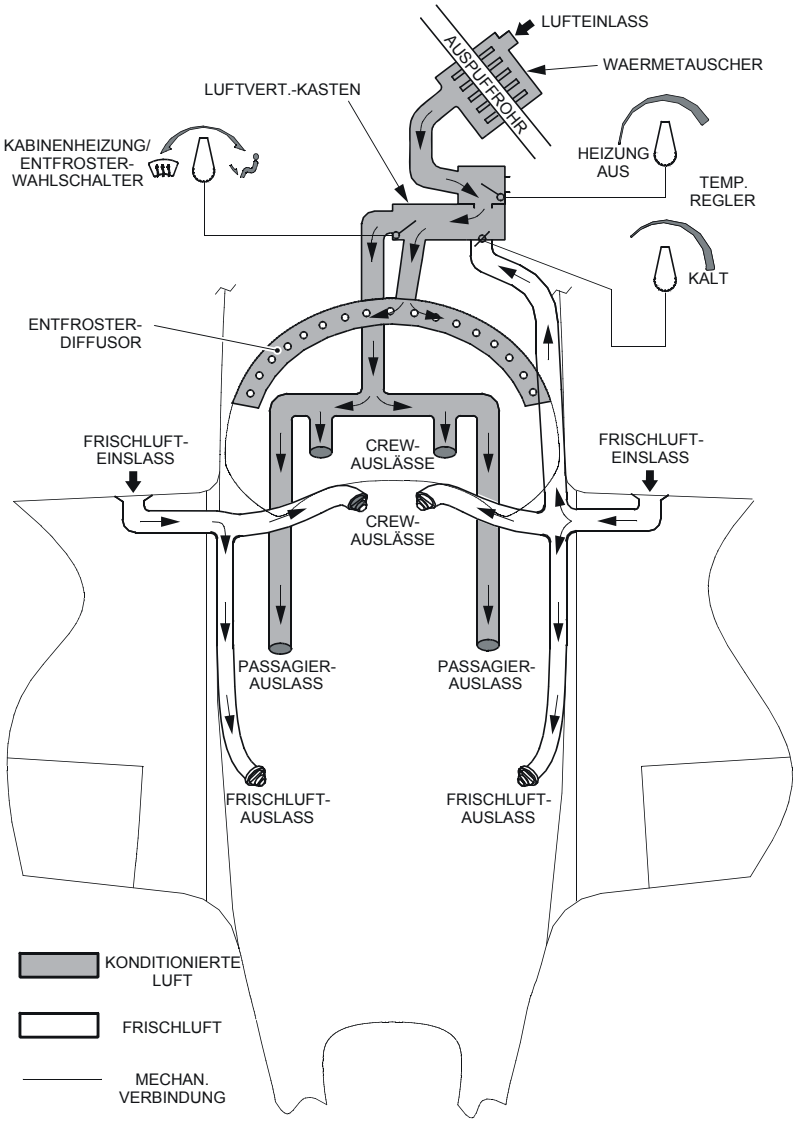


Abbildung 7-11
Heizung und Lüftung

Kabinenheizungsregler

Die Menge der in den Luftverteilerkasten eingelassene Warmluft wird durch Drehen des Kabinenheizungsreglers, der sich innerhalb des Kabinenluft-Wahlknopfes befindet, geregelt. Der Regler ist mechanisch mit einer Tür in einem Heizungskasten zwischen Wärmetauscher und Luftverteilerkasten verbunden. Durch Drehen dieses Reglers ganz nach links (HEAT OFF) wird die Warmluft aus dem Wärmetauscher in den Motorraum abgeleitet. Durch Drehen des Reglers nach rechts, wird die Tür des Heizungskastens geöffnet und warme Luft in den Luftverteilerkasten gelassen.

Kabinenkühlungsregler

Die Menge der in den Luftverteilerkasten eingelassene Kühlluft wird durch Drehen des Kabinenkühlungsreglers, der sich außerhalb des Kabinenluft-Wahlknopfes befindet, geregelt. Der Regler ist mechanisch mit einem Schmetterlingsventil am Frischlufteinlass zum Luftverteilerkasten verbunden. Durch Drehen des Reglers ganz nach links wird der Kühlluftstrom aus dem Frischlufteinlass im rechten Flügel zum Luftverteilerkasten abgesperrt. Durch Drehen des Reglers nach rechts öffnet sich das Schmetterlingsventil und lässt frische Kühlluft in den Luftverteilerkasten. Durch Drehen des Knopfes ganz nach rechts (COLD) wird der maximale Kühlluftstrom in den Luftverteilerkasten geleitet.

Kabinenluft-Wahlschalter

Durch den Kabinenluft-Wahlschalter kann die konditionierte Luft aus dem Luftverteilerkasten proportioniert und an die Windschutzscheibe oder die Sitze geleitet werden. Der Schalter ist mit einer Tür auf der Auslassseite des Luftverteilerkastens verbunden. Wird der Schalter ganz nach links auf des Miniaturbild einer Windschutzscheibe gedreht, ist der Luftstrom zum Luftverteilersystem der Sitze abgesperrt und die gesamte Luft wird an den Windschutzscheiben-Diffusor geleitet. Durch Drehen des Schalters ganz nach rechts auf das Symbol einer sitzenden Person wird der Luftstrom zur Windschutzscheibe abgesperrt und die gesamte Luft wird an das Verteilersystem der Sitze geleitet. Anhand dieses Schalters kann der Anteil von Luft an die Windschutzscheibe und die Sitze beliebig proportional verteilt werden.

Die konditionierte Luft für die Vordersitze wird an Auslässe unter dem Instrumentenpanel (auf Kniehöhe) geleitet. Konditionierte Luft für die

Rücksitze wird an Auslässe unter den Vordersitzen nahe den Türpfosten geleitet und tritt auf Bodenhöhe aus.

Überziehwarnsystem

Das Flugzeug ist mit einem elektropneumatischen Überziehwarnsystem ausgestattet, das bei einer bevorstehenden aerodynamischen Überziehung einen Warnton ausgibt. Das System besteht aus einem Einlass in der Führungskante des rechten Flügels, einem Druckschalter und den dazugehörigen Leitungen sowie einem piezokeramischen Hochtonhorn hinter dem Instrumentenpanel. Wenn sich das Flugzeug einer Überziehung nähert, bewegt sich der Unterdruck auf der Flügeloberfläche nach vorne und um die Führungskante der Flügel. Wenn der Unterdruckbereich über den Überziehwarnsensor gelangt, registriert der Druckschalter einen leichten Unterdruck. Der Druckschalter schließt dann einen Erdungskreis und leitet das Ertönen des Warnhorns aus. Das Warnhorn gibt einen 94dB-Dauerton mit 2800 Hz Frequenz aus. Der Warnton ertönt bei ca. 5 Knoten über der Überziehung bei vollen Klappen und Leistung Aus in Horizontalfluglage der Flügel. Bei Wendungen und Beschleunigungen sind diese Grenzen etwas höher. Das System wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (STALL WARNING) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Die Inspektion des Überziehwarnsystems vor dem Flug wird bei eingeschalteter Batterie wie folgt ausgeführt:

Prüfung des Überziehwarnsystems vor dem Flug:

1. Ein sauberes Taschentuch auf die Entlüftungsöffnung legen.
2. Mit dem Mund oder einem kleinen Saugnapf an der Öffnung Unterdruck erzeugen. Wenn ein Warnton ertönt ist das System funktionsfähig.

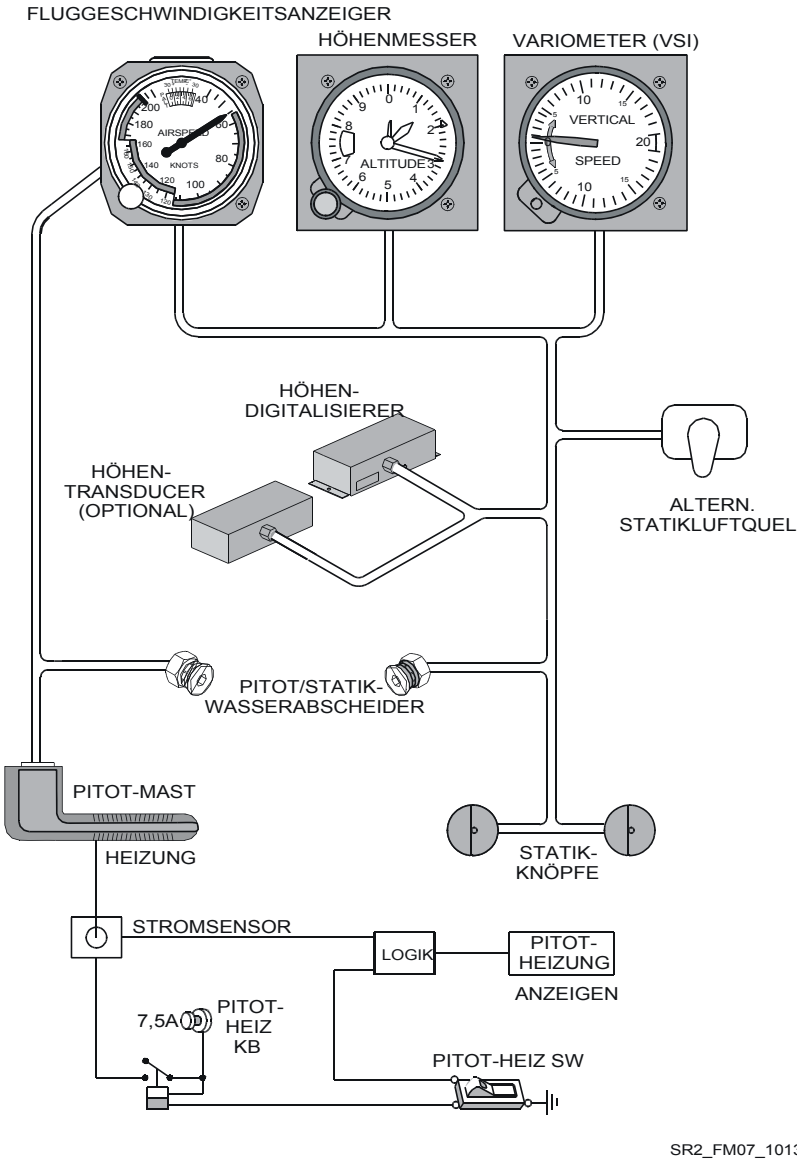


Abbildung 7-12
Pitot/Statiksystem

Pitot/Statiksystem

Das Pitot/Statiksystem besteht aus einem geheizten Pitotrohr, das am linken Flügel und an den doppelten Statiköffnungen im Rumpf montiert ist. Die Pitotheizung wird über einen Schalter vom Piloten geregelt. Eine intern montierte alternative Statikdruckquelle liefert Statikdruck, wenn die primäre Statikdruckquelle blockiert ist. Wasserabscheider mit Ablässen unter dem Kabinenboden sind an allen Tiefstellen des Pitotrohrs und der Statikleitung vorgesehen. Sie sammeln die in das System gelangende Feuchtigkeit. Die Wasserabscheider sollten bei der jährlichen Inspektion und wenn Wasseransammlungen im System vermutet werden, abgelassen werden.

Fluggeschwindigkeitsanzeiger

Angezeigte und wahre Fluggeschwindigkeit werden auf einer Doppelskala des intern beleuchteten Fluggeschwindigkeitsanzeigers angezeigt. Diese befindet sich auf dem Instrumentenpanel des Piloten. Das Instrumente registriert Unterschiede wischen Statik- und Pitotdruck und zeigt das Ergebnis in Knoten auf der Fluggeschwindigkeitsskala an. Ein Zeiger zeigt die Fluggeschwindigkeit auf einer von 40 bis 220 Knoten kalibrierten Skala an. Der „Null“-Punkt befindet sich auf 12 Uhr. Ein Teilskala richtet die wahre Fluggeschwindigkeit auf die entsprechende angezeigte Geschwindigkeit aus, wenn die Höhen-/ Temperaturkorrektur im Korrekturfenster eingestellt wird. Der Knopf in der unteren linken Ecke des Instruments wird verwendet, um die Druckhöhenskala im Korrekturfenster zu drehen und die aktuelle Druckhöhe auf die Außenlufttemperatur auszurichten. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) für Grenzmarkierungen der Instrumente.

Variometer (VSI)

Die Steig- oder Sinkrate des Flugzeugs wird auf dem intern beleuchteten Variometer auf dem Instrumentenpanel in Fuß pro Minute angezeigt. Das Instrument registriert die Änderungsrate des Statikdrucks auf Basis eines Bezugsdrucks und zeigt das Ergebnis in Fuß pro Minute (FPM) Steig- oder Sinkrate an. Die Steigrate wird durch Rechtsdrehung des Zeigers ab Null und der Abstieg durch Linksdrehung des Zeigers angezeigt. Der Bezugspunkt „0“ (Null) befindet sich auf 9 Uhr. Die Skala ist von 0 bis 2000 FPM in Stufen von 100 FPM für Steigflug (UP) und Abstieg (DOWN) kalibriert.

Höhenmesser

Die Flughöhe wird auf einem konventionellen intern beleuchteten barometrischem Höhenmesser mit drei Zeigern angezeigt. Dieser ist auf dem Instrumentenpanel montiert. Das Instrument registriert den örtlichen barometrischen Druck, der entsprechend der Höhenmessereinstellung justiert wird, und zeigt das Ergebnis in Fuß an. Der Höhenmesser ist für den Betrieb zwischen -1000 und 20.000 Fuß Höhe kalibriert. Die Skala zeigt einen Bereich von 0 bis 10 in Stufen von 2 an. Der lange Zeiger zeigt Hunderte Fuß über eine Skala von 1000 Fuß an (jedes Inkrement entspricht 20 Fuß). Der kurze, breite Zeiger zeigt Tausende Fuß über eine Skala von 10.000 Fuß an (jedes Inkrement entspricht 200 Fuß). Der kurze, schmale Zeiger zeigt Zehntausende Fuß von 0 bis 2 an (20.000 Fuß mit jedem Inkrement entsprechen 2000 Fuß). Die barometrischen Fenster auf dem Instrument ermöglichen eine barometrische Kalibration in „in.Hg“ oder Millibar (mb). Die barometrische Einstellung des Höhenmessers wird durch den barometrischen Einstellknopf an der unteren linken Seite des Instruments eingegeben.

Pitot-Heizungsschalter

Das beheizte Pitot-System besteht aus einem Heizelement im Pitot-Rohr, einem Kippschalter mit der Beschriftung PITOT HEAT und der dazugehörigen Verkabelung. Der Schalter und der Leistungsschalter befinden sich auf der linken Seite der Schalt- und Steuertafel. Bei eingeschaltetem Pitot-Heat-Schalter wird das Heizelement des Pitot-Rohrs elektrisch erwärmt, um die Funktion bei potentieller Vereisung aufrechtzuerhalten. Die Pitot-Heizung sollte nur bei Bedarf verwendet werden. Das Pitot-Heizsystem wird über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (PITOT HEAT/COOLING FAN) am Non-Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Pitot-Heizungslampe

Wenn die gelbe PITOT HEAT-Warnlampe leuchtet, ist der Pitot-Heizschalter eingeschaltet und die Pitot-Heizung wird nicht mit Strom versorgt. Ein Stromsensor im Stromkabel der Pitot-Heizung registriert, ob Strom vorhanden ist. Die PITOT HEAT-Warnlampe wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ANNUN) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Alternative Statikquelle

Ein alternatives Statikdruckventil ist an der Schalt- und Steuertafel rechts vom Bein des Piloten installiert. Dieses Ventil liefert Statikdruck vom Kabineninnenraum, wenn die externe Statiköffnung versagt. Wenn eine falsche Instrumentablesung aufgrund von Wasser oder Eis in der Druckleitung zur normalen externen Statikquelle vermutet wird, sollte die alternative Statikdruckquelle eingeschaltet werden. Der Druck in der Kabine ist je nach offenen Heizungs-/Lüftungsauslässen unterschiedlich. Bei Verwendung der alternativen Statikdruckquelle müssen die Anweisungen in Abschnitt 5 zur Kalibration der Luftgeschwindigkeit und Höhe für die Anwendung der Korrekturen beachtet werden.

Vakuumsystem

Das Vakuumsystem des Flugzeugs liefert das notwendige Vakuum für den Betrieb des Attitude-Gyro und Richtungs-Gyro. Das System besteht aus einer motorbetriebenen Vakuumpumpe, einer elektrischen Reservevakuumpumpe, zwei Vakuumschaltern, einem Vakuumverteiler, einem Vakuumregler, einem Vakuumluftfilter und den mit Vakuum gesteuerten Instrumenten (einschließlich einer Saugdruckanzeige). Der Reserveteil des Systems setzt sich automatisch in Betrieb, um bei einem Ausfall der motorbetriebenen Vakuumpumpe die Instrumente mit Unterdruck zu versorgen. Die Reservefunktion ist vollautomatisch und erfordert keinen Eingriff des Piloten. Die elektrische Vakuumpumpe wird über eine 15-A-Sicherung an der Hauptsammelschiene in der Hauptsteuerung (MCU) mit 28 V Gleichstrom versorgt. Die Schaltkreise der elektrischen Vakuumpumpe sind über den 2-A-Leistungsschalter (STANDBY VACUUM) geschützt.

• Hinweis •

Bei längeren Wartungsarbeiten am Boden sollte die Reservevakuumpumpe durch Herausziehen des STANDBY VACUUM-Leistungsschalters deaktiviert werden.

Während des Anlassens des Motors, wenn der Batterie-Hauptschalter eingeschaltet ist, läuft folgende Sequenz ab:

1. Die rote VACUUM-Anzeigelampe leuchtet auf. Die Reservevakuumpumpe schaltet sich ein und die gelbe AUX VAC-Lampe leuchtet auf. Nach einer kurzen Verzögerung verschwindet die Attitude-GYRO-Marke aus dem Sichtfeld.
2. Nach Anspringen des Motors erlischt die rote VACUUM-Anzeigelampe. Die Reservepumpe schaltet sich aus und die gelbe AUX VAC-Lampe erlischt.

Unterdruckanzeige

Die Unterdruckanzeige befindet sich ganz rechts auf dem Instrumentenpanel und ist auf Zoll Mercury (in. Hg) kalibriert. Die Anzeige zeigt, wie viel Unterdruck für den Betrieb der Attitude- und Richtungs-Gyro zur Verfügung steht. Der angezeigte Unterdruck sollte zwischen 4,5 und 5,4 Zoll Hg liegen. Bei einer Ablesung außerhalb dieses Bereichs liegt wahrscheinlich ein System- oder Einstellungsfehler vor. Die Attitude- und Richtungsanzeiger dürfen nicht als zuverlässige Angaben verwendet werden, wenn die Unterdruckanzeige außerhalb des empfohlenen Bereichs liegt.

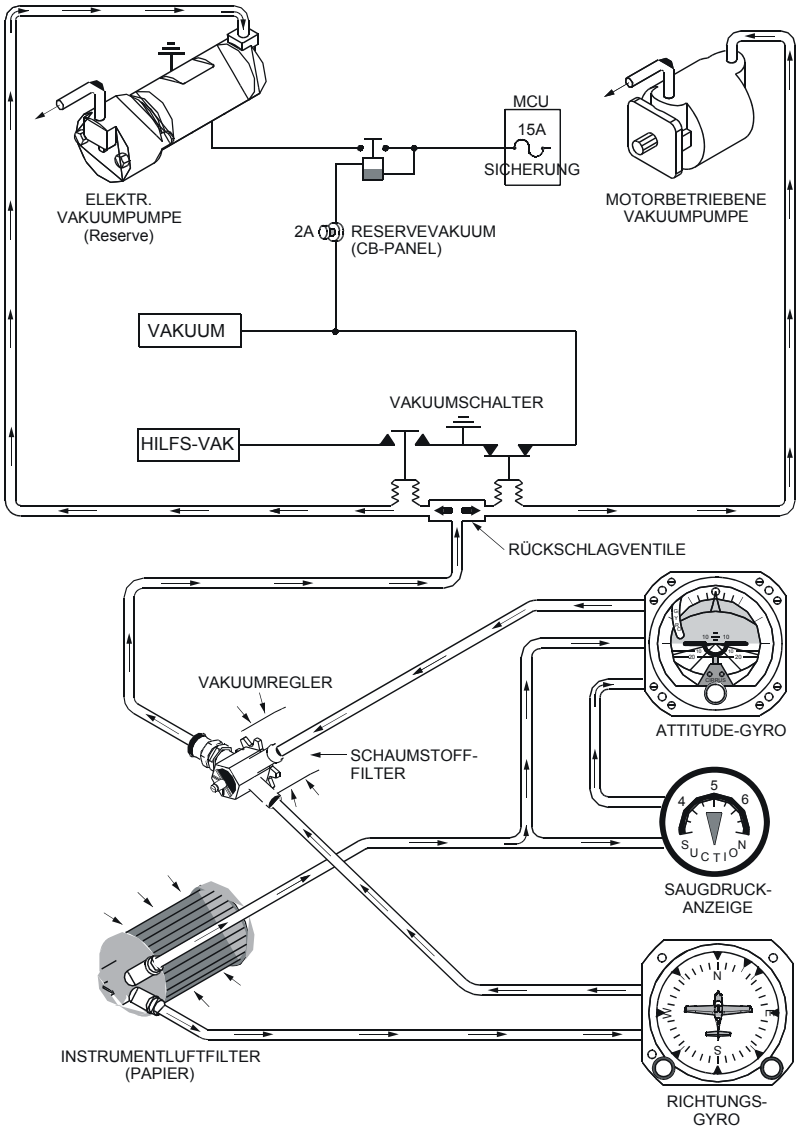


Abbildung 7-13
Vakuumsystem

• Hinweis •

Die Attitude-GYRO-Marke sinkt nach unten, wenn dem Attitude-Anzeiger nicht ausreichend Unterdruck für den Betrieb zur Verfügung steht.

Vakuum-Warnlampe

Wenn die rote VACUUM-Warnlampe auf dem Anzeigepanel leuchtet, ist entweder die motorbetriebene Vakuumpumpe ausgefallen oder der Motor des Flugzeugs ist außer Betrieb. Ein Vakuumschalter in der Vakuumleitung zwischen der motorbetriebenen Vakuumpumpe und der Vakuumverteilung sendet bei zu niedrigem Unterdruck in der Leitung ein Signal an die VACUUM-Warnlampe und diese leuchtet auf. Zusätzlich löst dieser Schalter ein Relais aus, das die elektrische Reservevakuumpumpe einschaltet. Diese Bedingung besteht nur, wenn der BAT-Hauptschalter eingeschaltet ist und der Motor nicht läuft (z. B. vor dem Anlassen) oder wenn die motorbetriebene Vakuumpumpe ausfällt. Die VACUUM-Warnlampe wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ANNUNC) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Zus. Vakuumwarnlampe

Wenn die gelbe AUX VAC-Warnlampe auf dem Anzeigepanel aufleuchtet, liefert die elektrische Reservevakuumpumpe den Saugdruck. Ein Vakuumschalter in der Vakuumleitung zwischen der elektrischen Vakuumpumpe und der Vakuumverteilung sendet bei steigendem Unterdruck in der Leitung ein Signal an die Lampe und diese leuchtet auf. Normalerweise leuchtet diese Lampe, wenn die Elektrik des Flugzeugs eingeschaltet und die motorbetriebene Vakuumpumpe außer Betrieb ist. Die AUX VAC-Warnlampe wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ANNUNC) am Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Attitude-Anzeiger

Der Attitude-Anzeiger (Gyro) zeigt die Fluglage an. Die Fluglage um die Längsachse wird durch einen Zeiger oben auf dem Anzeiger relativ zum Kurvenwinkel mit Indexmarkierungen bei 10°, 20°, 30°, 60° und 90° an beiden Seiten der Mittelpunktmarkierung angezeigt. Ein fixiertes Miniaturflugzeug über einer beweglichen Maske, die durch ein weißes Horizontsymbol in zwei Abschnitte unterteilt ist, zeigt die Pitch-

und Roll-Attitude an. Der obere Abschnitt (blauer Himmel) und der untere Abschnitt (Erde) weisen Pitch-Bezugslinien auf, die zur Pitch-Attitude-Steuerung verwendet werden. Dieser zeigt Manöver bis zu 360° Roll und bis zu 360° Pitch an. Ein Knopf an der Unterseite des Instruments wird zur Justierung des Miniaturflugzeugsymbols auf den künstlichen Horizont verwendet, um eine genauere Attitude-Anzeige zu erzielen. Das Instrument wird mit Vakuum betrieben und enthält eine rote GYRO-Marke für die Anzeige einer mangelnden Unterdruckversorgung. Nach dem Anlassen verschwindet diese Marke aus dem Sichtfeld, sobald sich ein Vakuumdifferenzdruck von ca. 4 Zoll Hg aufgebaut hat. Sobald sich der Vakuumdifferenzdruck einem Wert von 1 Zoll Hg nähert, erscheint diese Marke wieder.

Richtungs-Gyro

Die Standardausrüstung des Flugzeugs beinhaltet einen Richtungs-Gyro. Wenn kein Richtungs-Gyro installiert ist, ist das Flugzeug mit einem HSI ausgestattet.

Der Richtungs-Gyro befindet sich auf dem linken Instrumentenpanel und zeigt die Flugrichtung an. Dazu dreht sich eine Kreiselkompaß im Verhältnis zu einem fixierten Flugzeugsymbol und einem Steuerstrich (Lubber-Line). Bei Rechtsdrehung des Flugzeugs dreht sich der Kreiselkompaß nach links. Ein Drehknopf mit der Beschriftung HDG REF in der unteren rechten Ecke des Instruments wird zum Einstellen des Heading Bug (Day-Glo, gelb) verwendet. Der Kreiselkompaß sollte vor dem Start in Übereinstimmung mit dem Magnetkompass eingestellt werden. Aufgrund einer leichten Präzession über längere Zeit sollte der Kreiselkompaß bei längeren Flügen gelegentlich justiert werden.

Justieren der Kompasskarte:

1. Den Drehknopf unten links am Instrument gedrückt halten.
2. Den weiterhin gedrückten Knopf drehen, bis der Kreiselkompaß mit dem aktuellen Heading des Magnetkompasses übereinstimmt.
3. Dann den Knopf loslassen.

Avionik und Navigation

• Hinweis •

In den folgenden Absätzen werden die Geräte der standardmäßigen Avionik des SR20 beschrieben. Detaillierte Beschreibungen bestimmter Avionikgeräte, Verfahren oder technische Daten zu optionalen Avionikgeräten sind dem Pilotenhandbuch des jeweiligen Herstellers zu entnehmen. Spezifische Informationen in Bezug auf die Installation im SR20 sind dem von der FAA zugelassenen Anhang in Abschnitt 9 dieses Handbuchs zu entnehmen.

Die standardmäßige Avionikausrüstung vermittelt dem Piloten viele Informationen, die einem leicht interpretierbaren Format zur schnellen Erfassung jeder Situation dargestellt werden. Die Avionikkomponenten sind in der Mittelkonsole installiert und von beiden Pilotensitzen aus leicht zugänglich.

Avionik-Standardsystem:

- Integriertes Audiosystem mit Intercom-Anlage (Garmin GMA 340) - Das Audiopanel können die Funkeingänge für die beiden Piloten-Headsets, die Sendefunktionen und die Intercom-Funktion ausgewählt werden.
- Marker Beacon-Empfänger (Garmin GMA 340) - Marker Beacon-Empfänger und Anzeigefunktionen sind in das Audiosystem des Flugzeugs integriert.
- Für IFR-Approach zertifiziertes GPS (Garmin GNS 430) - Die Standardavionik des SR20 basiert auf der Verwendung des Global Positioning Systems (GPS) als primäres Navigationssystem. Der GPS-Empfänger überträgt Positions- und Track-Fehlerdaten an das CDI und das ARNAV-Kartendisplay. Das Garmin GNS 430 beinhaltet auch einen VHF-Kommunikations-Transceiver (COM 1), einen VHF-Navigations-Empfänger (NAV 1) und ein bewegliches Kartendisplay.
- Zwei VHF-Kommunikations-Transceiver (COM) - Die COM-Transceiver werden für die VHF-Kommunikation sowie zum Speichern und Auswählen von Frequenzen verwendet. COM 1 ist in das Garmin GNS 430 und COM 2 in das Garmin GNC 250XL integriert.

- Navigationsempfänger (NAV) (VOR/LOC/GS) - Ein Navigationsempfänger, der das Standard-VHF-System verwendet, ist in das Garmin GNS 430 integriert. Dieser Empfänger ermöglicht VOR-Navigation und Instrument Landing System (ILS) Anflüge, einschließlich Localizer- und Glideslope-Tracking.
- Mode C Transponder mit Höhenencoder (Garmin GTX 320 oder GTX 327) - Ein Höhendigitalisierer überträgt Höhendaten auf den Transponder und den GPS-Empfänger.
- Multifunktionsdisplay (MFD) - Es ist entweder ein ARNAV ICDS 2000 oder ein Avidyne FlightMax EX-Series Display mit beweglicher Karte installiert. Die bewegliche Karte zeigt die Flugzeugposition auf einer sich fortbewegenden Karte an. Der GPS-Navigator im GARMIN GNS 430 liefert automatisch die Positionsdaten.
- Course Deviation Indicator (CDI) oder optionaler Horizontal Situation Indicator (HSI) - Der CDI oder HSI zeigt Kursabweichungen in Bezug auf VOR, Localizer (LOC) und Glideslope (G/S), wenn VLOC als Navigationsquelle gewählt ist. Sie zeigen Trackabweichungen in Bezug auf das GPS an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist. Optionale vakuum- oder elektrisch betriebene konventionelle HSI sind erhältlich. Ein optionales EHSI-Instrument ist ebenfalls erhältlich.
- Avionik-Hauptschalter - Versorgt die Avionikausrüstung des Flugzeugs mit Strom. Dient zum Einschalten des Multifunktionsdisplays.

Avionikschalter

Eine genaue Beschreibung der Funktionen des Avionikschalters ist unter Elektrik in diesem Abschnitt enthalten.

Magnetkompass

Ein konventioneller, von innen beleuchteter, flüssigkeitsgefüllter Magnetkompass ist an der Kabinen-Deckenauskleidung direkt über der Windschutzscheibe installiert. Mit dem Kompass ist eine Kompasskorrekturkarte installiert.

Wendekoordinator

Der elektrische Wendekoordinator ist auf dem Instrumentenpanel installiert und zeigt Roll-Daten an und stellt diese dem Autopiloten bereit. Wenn das Flugzeug mit einem S-Tec System 20 oder System 30 Autopiloten ausgestattet ist, sind Autopilot Engage, Disengage, Mode Select und Mode Annunciation ebenfalls in das Display und den Regelknopf des Wendekoordinators integriert. Die Rollrate wird durch einen elektrischen Kreiselkompaß (Gyro mit Einzelkardanrahmen) auf dem Instrument angezeigt. Das Display beinhaltet ein Flugzeugsymbol, das sich dreht und so die Wenderate anzeigt, sowie ein Standardglasrohr und ein Neigungsmessgerät (Kugel-Inclinometer). Die L- und R-Markierungen auf dem Instrument zeigen den Rollwinkel für eine normale Wenderate in die angezeigte Richtung an. Der Kreiselkompaß wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (TURN COORDINATOR) am Essential Bus mit Strom versorgt. Die Notversorgung des Kreiselkompasses wird durch ein 27-V-Akkupack gewährleistet.

Wendekoordinator-Schalter

Die Stromversorgung des Wendekoordinators wird durch den ELEC FLT INST PWR-Schalter direkt unter dem Wendekoordinator ein- und ausgeschaltet. Der Schalter hat zwei Stellungen: NORM und EMER. Wenn der Schalter auf NORM gestellt ist, wird der Wendekoordinator über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (TURN COORDINATOR) am Essential Bus mit Strom versorgt. Sollte das normale elektrische System ausfallen, kann der Schalter auf EMER gestellt werden, wobei der Schalter durch ein 27-Volt-Akkupack mit Strom versorgt wird. Bei normalem Betrieb bleibt der Schalter stets auf NORM gestellt. Die Akkuzellen müssen basierend auf dem Datum des Akku in den vorgegebenen Abständen (siehe SR-20 Wartungshandbuch) sowie nach jeder Verwendung ausgewechselt werden.

Course Deviation Indicator

Der Course Deviation Indicator (CDI) zeigt Kursabweichungen in Bezug auf VOR, Localizer (LOC) und Glideslope (G/S), wenn VLOC als Navigationsquelle gewählt ist. Er zeigt Trackabweichungen in Bezug auf das GPS an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist. Die Navigationsquelle wird durch den CDI-Knopf an der GNS 430-Steuerung gewählt.

Das Instrument ist ein Dual-Deviation-Bar VOR/LOC/Glideslope Kursabweichungsanzeiger. Die vertikale Linie zeigt VOR/LOC oder GPS Trackabweichungen gegen eine 5-Punkt-Skala an. Die horizontale Linie zeigt Glideslope-Abweichungen gegen eine 5-Punkt-Skala an. Der Anzeiger beinhaltet TO/FROM-Meldung, NAV-Marke und GS-Marke. Anhand eines OBS-Knopfes wird die Azimuthkarte manuell auf die gewünschte Richtung gedreht.28 Volt Gleichstrom für die Instrumentenbeleuchtung wird über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (INSTRUMENT LIGHTS) am Main Bus 1 geliefert.

Horizontal Situation Indicator (Optional)

Bei Sonderausstattungskonfigurationen ist das Flugzeug entweder mit einem vakuumbetriebenen Century NSD-360 HSI, einem elektrisch betriebenen Century NSD-1000 HSI oder mit einem elektrischen Sandel 3308 Navigationsdisplay ausgestattet. Anzeigen und Betrieb des Century NSD-360 und NSD-1000 HSI sind bis auf die Energiequelle identisch.

Century NSD-360 oder NSD-1000 HSI (Optional)

Der NSD-360 oder NSD-1000 Horizontal Situation Indicator (HSI) auf dem linken Instrumentenpanel bietet Gyro-stabilisierte, magnetisch bestätigte Heading-Daten, eine grafische VOR VOR/LOC-Anzeige mit konventionellem Kurspfeil und eine Glideslope-Darstellung. Der HSI zeigt die Flugzeugrichtung durch Drehung eines Kompasses in Bezug auf ein fixiertes Flugzeugsymbol und eine Lubber Line. Der HSI Richtungs-Gyro steuert den Kompass und ist als Slave-Gerät über einen Verstärker im Boden unter dem Piloten mit einem Flux-Detektor im rechten Flügel verbunden. Mit dem FREE GYRO-SLAVE-Schalter direkt unter dem Display kann der Pilot entweder den Free Gyro- oder den Slave-Modus auswählen. Im Slave-Modus ist der Gyro dem Flux-Detektor untergeordnet. Im Free Gyro-Modus muss der Gyro manuell auf den Magnetkompass eingestellt werden. Dazu wird der PUSH-SET-CARD-Knopf in der unteren rechten Ecke des Instruments verwendet. Zum Einstellen des Kurses wird der Course-Knopf (Pfeil) in der unteren linken Ecke des Instruments verwendet. Die HSI-Ausgänge für Kurs und Heading werden an den Autopilot geleitet, um NAV/LOC/GPS-Tracking oder die Verfolgung eines voreingestellten Headings zu ermöglichen.

Der HSI beinhaltet die konventionellen Warnmarken. Die HDG (Heading) Marke ist außer Sichtweite, wenn ausreichend Strom für die

Versorgung des Instruments zur Verfügung steht. Die NAV (Navigation) Marke ist außer Sichtweite, wenn eine VOR- oder LOC-Frequenz im NAV1-Empfänger eingestellt und ein zuverlässiges Signal vorhanden ist. Die GS (Glideslope) Marke ist außer Sichtweite, wenn eine ILS-Frequenz im NAV1-Empfänger eingestellt und ein zuverlässiges GS-Signal vorhanden ist.

Der NSD-360 HSI Gyro wird mit Vakuum betrieben, und eine rote GYRO Marke weist darauf hin, dass der vorhandene Unterdruck nicht zum Betrieb des Gyro ausreicht.28 Volt Gleichstrom für den HSI-Betrieb werden über einen 2-A-Leistungsschalter (HSI) am Essential Bus zugeführt.

Der NSD-1000 HSI ist elektrisch betrieben und eine rote GYRO Marke zeigt einen Stromausfall an. Redundante, durch Dioden gedoppelte Schaltkreise am Anzeiger liefern den Gleichstrom für den Gyro-Betrieb.28 Volt Gleichstrom für den HSI- und Gyro-Betrieb werden über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (HSI) am Essential Bus zugeführt.

Sandel 3308 Navigationsdisplay (Optional)

Das optionale Sandel SN3308 Navigationsdisplay vereint die Funktionen eines HSI, eines RMI, einer vollfarbigen beweglichen Karte, eines Stormscope-Displays (wenn installiert), eines GPS-Melders und eines 3-Licht Marker Beacon-Anzeigers Kompassinformationen gehen von einem externen Richtungs-Gyro und einem Flux-Detektor ein.28 Volt Gleichstrom für den Betrieb des Systems werden über einen 5-A-Leistungsschalter (HSI) am Essential Bus zugeführt.

Das vollfarbige Display setzt eine Rückprojektionssystem und eine aktive Matrix-LCD ein. Die einzige Lichtquelle für die Projektion ist ein Halogenlampe. Ein separater Helligkeitsschalter befindet sich direkt unter dem Display.

Der HSI zeigt Heading- und Navigationsinformationen in einer 360° Ansicht ähnlich wie bei einem konventionellen mechanischen HSI oder in einer EFIS 90° ARC Anzeige. Eingeschlossen sind Kompasskarte, Heading Bug, Kurszeiger, Kursabweichungsbalken, TO/FROM-Anzeiger, Glideslope-Anzeiger und Marken. Heading Bug- und Kurszeiger-Einstellungen werden digital angezeigt, wodurch die exakte Einstellung von Heading und Kurs erleichtert wird. GPS1 oder NAV1 kann als primäre Navigationsquelle ausgewählt werden. Dazu

wird einfach der NAV-Schalter an der linken Seite des Displays gedrückt. Bis zu zwei Richtungszeiger können angezeigt und auf jeden NAV-Empfänger einschl. GPS1, GPS2, NAV1 oder NAV2 geschaltet werden. GPS2 und NAV2 können nur als Richtungszeiger, nicht als primäre Navigationsquelle angezeigt werden. Das Display ist farbcodiert, um die gewählte Navigationsquelle hervorzuheben: grün für NAV1, gelb für NAV2 und cyan für GPS.

Auto Slew dreht den Kurszeiger automatisch als Reaktion auf Waypoint -Sequencing oder Direct-To Navigation vom GPS-Empfänger. Dadurch werden manuelle Kursänderungen an Waypoints eliminiert und die Arbeitslast des Piloten reduziert.

Heading and Course Sync ermöglichen per Knopfdruck ein automatisches Einstellen des Heading Bug auf die direkte aktuelle Richtung oder das Einstellen des Kurszeigers direkt auf eine VOR-Station mit gleichzeitiger Zentrierung der Kursabweichung. Course und Heading Befehlausgänge für den Autopilotbetrieb stehen ebenfalls zur Verfügung.

Das SN3308 registriert und meldet abnormale Bedingungen, wie z. B. Marken-Anzeigen bei den Navigationsempfängern und Ausfälle des Richtungs-Gyro oder Flux-Detektors. Es überwacht seine eigene interne Temperatur und gibt Warnmeldungen für Überhitzung oder Kühlungsverlust aus.

Autopilot

Das Flugzeug kann mit einem standardmäßigen S-TEC System Twenty Autopilot, einem optionalen S-TEC System Thirty Autopilot oder einem optionalen S-TEC System 55X Autopilot ausgestattet sein. Eine genaue Beschreibung sowie Betriebsgrenzen und Betriebsverfahren in Verbindung mit dem SR20 sind dem von der FAA zugelassenen Anhang zum Flughandbuch und dem entsprechenden Pilotenhandbuch zu entnehmen.

S-TEC System 20 Autopilot (Standard)

Die Standardausstattung des SR20 enthält den S-TEC System Twenty Autopilot. Dieses einachsige Autopilot-System ist ein auf Raten basierendes System und erhält die Rollachseneingaben vom elektrischen Wendezeiger. Programmiereinheit, Computer, Melder und Servoverstärker sind im Gehäuse des Wendezeiger enthalten. Piloteingaben in den Autopilot werden über den Multifunktionsschalter

in der oberen linken Ecke des Wendeziger vorgenommen. Mit diesem Knopf werden Modus sowie Deaktivierungs- und Wendebefehle gewählt. Der Wendekoordinator meldet die Systemmodi. Der Autopilot kann entweder über den Multifunktionsschalter oder durch Drücken des Trimmschalters an einem der Steuerhörner deaktiviert werden. Der Autopilot steuert den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone zur Steuerung der Rollbewegung.28 V Gleichstrom für den Autopilot-Betrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am Main Bus 1 zugeführt.

Merkmale des S-Tec System Twenty Autopilot:

- Roll-Stabilisierung.
- Wendebefehl.
- Heading Hold verbunden mit DG und gekoppelt mit Heading Bug.
- NAV/LOC/GPS Tracking, HI und LO Empfindlichkeit.

S-TEC System 30 Autopilot (Optional)

Der optionale S-TEC System Thirty Autopilot ist ein zweiachsiges Autopilot-System und empfängt Rollachseneingaben von einem integrierten elektrischen Wendekoordinator und die Höhendaten von einem mit dem Statiksystem verrohrten Transducer. Programmiereinheit, Computer/Verstärker und Melder sind im Gehäuse des Wendekoordinators enthalten. Piloteingaben in den Autopilot werden über den Multifunktionsschalter in der oberen linken Ecke des Wendekoordinators, durch die Altitude-Hold-Schalter (Höhenhaltung) an den Steuerhorngriffen und durch die Trimmsteuerungsschalter an den Steuerhorngriffen vorgenommen. Mit diesem Knopf werden Modus sowie Deaktivierungs- und Wendebefehle gewählt. Der Autopilot nimmt Roll-Änderungen über den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone vor und Pitch-Änderungen für die Höhenhaltung über den Pitch-Trimmmotor und die Federpatrone.28 V Gleichstrom für den Autopilot-Betrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am Main Bus 1 zugeführt.

Merkmale des S-Tec System Thirty Autopilot:

1. Roll-Stabilisierung.
2. Wendebefehl.

3. Heading Hold verbunden mit DG oder gekoppelt mit Heading Bug.
4. NAV/LOC/GPS Tracking, HI und LO Empfindlichkeit.
5. Höhenhaltung.

S-TEC System 55 / 55X Autopilot (Optional)

Das optionale S-TEC System 55 oder 55X ist ein zweiachsiges Autopilotsystem. Das System besteht aus einem Flugprogrammierer/ Computer, Höhen-Transducer, Wendekoordinator und HSI. Modus und Steiggeschwindigkeit werden am Programmierer/Computerpanel ausgewählt. Ein Knopf an jedem Steuerhorngriff ermöglicht die Deaktivierung des Autopilotsystems. Der Autopilot nimmt Roll-Änderungen über den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone vor und Pitch-Änderungen für die Steiggeschwindigkeit und Höhenhaltung über den Pitch-Trimmmotor und die Federpatrone. Der Autopilot wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am Main Bus #1 mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Merkmale des S-TEC System 55 und 55X Autopilotsystems im SR20:

1. Heading Haltung und Befehl.
2. NAV/LOC/GPS/GS Tracking, High und Low Empfindlichkeit sowie automatisches 45° Kurs-Intercept.
3. Höhenhaltung und Befehl.
4. Steiggeschwindigkeit Haltung und Befehl.
5. GPS Steering (GPSS) für besseres Erfassen und Tracking des Reise- oder Anflugkurses (nur System 55X).

Audio-System

Die Garmin GMA 340 Audio-Steuerung befindet sich in der Mittelkonsole und bietet Audioverst8rkung, Audioauswahl, Marker Beacon-Steuerung und sprachaktivierte Intercom-Anlage für Kabinenlautsprecher, Headsets und Mikrofone. Das System ermöglicht Audioschaltung für bis zu drei Transceiver (COM 1, COM 2 und COM 3) und fünf Empfänger (NAV 1, NAV2, ADF, DME und MKR). Daneben stehen zwei ungeschaltete Audioeingänge für Telefonklingel und Höhenwarnung zur Verfügung. Weitere Eingänge für zwei Unterhaltungsgeräte sind ebenfalls vorgesehen. Kopfhörer können per Knopfdruck als Empfänger gewählt werden. Ein Fail-Safe-Modus verbindet den Kopfhörer des Piloten und das Mikrofon mit COM 1,

wenn der Strom ausfällt oder wenn der Mic-Wahlschalter ausgeschaltet ist.

Headset/Mikrofoninstallation

Das Flugzeug ist mit Vorrichtungen für vier Noise-Canceling Headsets mit integrierten Mikrofonen ausgestattet. Die vorderen Mikrofon-Headsets verwenden Push-To-Talk (PTT) Schalter, die oben auf dem jeweiligen Steuerhorngriff angebracht sind. Die hinteren Headsets haben keine COM-Übertragungsfähigkeit und erfordern deshalb keine PTT-Schalter. Buchsen für Mikrofon (MIC), Headset und automatische Rauschreduzierung (ANR) für den Piloten und vorderen Passagiersitz befinden sich im Kartenfach. Ähnliche Buchsen für die Rücksitze befinden sich im Rückenteil der Mittelkonsole. Audio an alle vier Headsets wird durch individuelle Audioschalter an der Audioschalttafel eingestellt. Die Lautstärke wird durch die Lautstärkenregler des jeweiligen Empfängers eingestellt.

Audio-Eingangsbuchse

Zwei Audio-Eingangsbuchsen befinden sich im Rückenteil der Mittelkonsole. Eine Buchse befindet sich nahe der Zubehörsteckdose für den Piloten und vorderen Passagier. Eine weitere befindet sich weiter hinten nahe den ANR-Buchsen für die Rücksitze. In diese Buchsen können persönliche Unterhaltungsgeräte, wie Radios, Kassettenspieler oder CD-Spieler eingesteckt werden. Die Lautstärke für diese Buchsen wird an den angeschlossenen Geräten eingestellt.

Multifunktionsanzeige

Dieses Flugzeug ist entweder mit einem ARNAV ICDS 2000 Multi-Function Display (MFD) oder einem Avidyne FlightMax EX-Series Multi-Function Display (MFD) ausgestattet. Die animierte Kartenanzeige an jeder Einheit zeigt die GPS-Position des Flugzeugs auf einer beweglichen Karte. Diese Informationen ergänzen die CDI- oder HSI-Kursabweichungsdaten und dienen lediglich zur allgemeinen Information. Die bewegliche Karte darf nicht als primäres Navigationsinstrument verwendet werden.

ARNAV ICDS 2000 MFD (Optional)

Das ICDS 2000 ist ein farbiges 10,4-Zoll Active Matrix Liquid Crystal Display (AMLCD) und ist in eine Control Display Unit (CDU) integriert. Es zeigt die aktuelle Flugzeugposition an und verfolgt diese auf einer

beweglichen Karte. Vollständige Elektronik und Verbindungsteile sind im Lieferkarton enthalten. 28 Volt Gleichstrom für die MCU wird über den 5-A-Leistungsschalter (MFD) am Avionics Non-Essential Bus zugeführt.

• Hinweis •

Ausführliche Anweisungen zum Betrieb des ARNAV-Displays sind dem ARNAV ICDS 2000 Pilotenhandbuch, Teilnr. 572-0550 vom Mai 1998 oder später zu entnehmen.

Cirrus Design empfiehlt eine regelmäßige Aktualisierung der ARNAV ICDS 2000 Datenbank. Datenbank-Updates sind von ARNAV erhältlich.

Das ARNAV-System bietet folgende Funktionen:

- Erstellung und Anzeige einer beweglichen Karte auf Basis der GPS-Positionsdaten.
- Anzeige der Stormscope Blitzschlagrichtung und -entfernung.
- Anzeige eines GPS-Flugplans auf Basis der Piloteneingaben.
- Anzeige von Checklisten für Normal- und Notbetrieb sowie Leistungsdaten.

Die bewegliche Karte kann vom Piloten konfiguriert werden. Einige der konfigurierbaren Merkmale sind:

- Auswahl von Track-up oder North-up Modi.
- Anzeige in vielen verschiedenen Maßstäben.
- Geländemerkmale, wie Flughäfen und Spezialflugraum.
- Anzeige von Navigationsdaten, wie Bodengeschwindigkeit und Track.

Avidyne FlightMax EX-Series MFD (Optional)

Das Avidyne FlightMax ist ein farbiges 10,4-Zoll Active Matrix Liquid Crystal Display (AMLCD) und ist in eine Control Display Unit (CDU) integriert. Es zeigt die aktuelle Flugzeugposition an und verfolgt diese auf einer beweglichen Karte. 28 Volt Gleichstrom für die MCU wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (MFD) am Avionics Non-Essential Bus zugeführt.

• Hinweis •

Ausführliche Anweisungen zum Betrieb des Avidyne EX5000C Displays sind dem Avidyne FlightMax EX5000C Multi-Function Display Pilotenhandbuch, Teilnummer 60-00072 Rev. 01 vom Jan 2002 oder später zu entnehmen.

Cirrus Design empfiehlt eine regelmäßige Aktualisierung der Avidyne FlightMax EX5000C Multi-Function Display Datenbank. Datenbank-Updates sind von Avidyne erhältlich.

Das Avidyne FlightMax EX MFD bietet folgende Funktionen:

- Erstellung und Anzeige einer beweglichen Karte auf Basis der GPS-Positionsdaten einschl. Daten zu Hindernissen und Gelände.
- Anzeige der Stormscope Blitzschlagrichtung und -entfernung.
- Anzeige der Skywatch Traffic Advisory Meldungen.
- Anzeige eines GPS-Flugplans auf Basis der Piloteneingaben.
- Anzeige von Checklisten für Normal- und Notbetrieb sowie Leistungsdaten.
- Anzeige von Navigationsdaten, wie Bodengeschwindigkeit und Track.

Die bewegliche Karte kann vom Piloten konfiguriert werden. Einige der konfigurierbaren Merkmale sind:

- Auswahl von Track-up oder North-up Modi.
- Auswahl des Kartenmaßstabs.
- Auswahl von Geländemerkmalen, wie Flughäfen und Spezialluftraum sowie farbige Hervorhebung von Gelände.
- Auswahl und Anzeige der Reisedaten vom GPS.

GPS-Navigation

Das Flugzeug ist mit zweit GPS-Navigatoren ausgestattet. Der Garmin GNS 430 Navigator ist das Hauptsystem. Es ist IFR-zertifiziert und mit dem CDI und MFD des Flugzeugs verbunden. Der Garmin GNC 250XL dient als Reservesystem und ist nur für VFR zugelassen. GPS1 Navigatoren bieten IFR Reise-, Terminal- und Anflugnavigation mit einer Positionsgenauigkeit mindestens 15 m. GPS1 verwendet das

Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung. Die GPS1 Antenne befindet sich über der Deckenauskleidung entlang der Mittellinie des Flugzeugs. Die GPS2 Antenne befindet sich unter dem Blendschutzschirm hinter dem ARNAV MFD. Alle GPS Navigatorsteuerungen und -funktionen sind auf Schalttafeln an der Vorderseite der GPS-Empfängereinheit an der Mittelkonsole zugänglich. Die Schalttafeln enthalten Funktionstasten, Schalter, MSG- und Nav-Statusanzeigen, ein farbiges LCD-Display (GNS 430), ein Monochrom-Display (GNC 250XL), zwei konzentrische Wahlknöpfe an jedem Panel und einen Jeppesen NavData Kartensteckplatz in jedem Panel. Die Displays sind bei Tageslicht lesbar und werden für den Betrieb mit schwachem Licht automatisch gedämmt. Der GNS 430 Navigator wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (GPS1) und 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM1) am Avionics Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt. Der GNC 250XL Navigator wird über einen 14 VDC bis 28-zu-14-VDC-Wandler, der unter der Mittelkonsole montiert ist, mit Strom versorgt.28 Volt Gleichstrom zur Versorgung des Spannungswandlers werden über einen 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM2) am Avionics Non-Essential Bus zugeführt.

Die Jeppesen Navigationsdatenbank bietet Zugriff auf Daten über Flughäfen, Anflüge, Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrivals (STARs), VORs, NDBs, Intersections, Mindesthöhen, Controlled Airspace Advisories und Frequenzen. Nordamerikanische und internationale Datenbanken sind verfügbar. Die Datenbankinformationen werden auf einer Karte geliefert, die einfach in den Kartensteckplatz der GPS-Einheit eingesteckt wird. Abonnementinformationen liegen jedem System bei.

Kommunikations-Transceiver (COM)

Zwei VHF-Kommunikations-Transceiver (COM) sind für die VHF-Kommunikation installiert. Die Transceiver und integrierten Steuerungen sind in die Garmin GNS 430 und GNC 250XL Einheiten eingebaut. Die Transceiver empfangen alle Schmal- und Breitband-Übertragungen innerhalb des gewählten Frequenzbereichs. Die Antennen nehmen die Signale auf und leiten diese an die Transceiver, welche die Signale dann in hörbare Kommunikationssignale

digitalisieren. Das digitalisierte Audio wird dann an die Audio Control Unit geleitet und von dort an die Lautsprecher oder Headsets verteilt.

COM 1 - Garmin GNS 430 (obere Einheit) ist COM 1. Die Garmin GNS 430 Schalttafel zeigt die aktive und Standby-Frequenz des COM1 Transceivers, den Frequenzspeicher und die per Knopfdruck gewählte Frequenz an. Der COM 1-Transceiver ermöglicht den 720-Kanal (25-kHz-Abstand) oder 2280-Kanal (8,33-kHz-Abstand) Betrieb in einem Frequenzbereich von 118.000 bis 136.975 MHz. Die COM 1 Antenne befindet sich über der Kabine auf der Mittellinie des Flugzeugs.28 V Gleichstrom für den COM 1 Transceiver-Betrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter geregelt und über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM 1) am Essential Avionics Bus zugeführt.

COM 2 - Der Garmin GNC 250XL (untere Einheit) ist COM 2. Die Garmin GNC 250XL Schalttafel zeigt die aktive und Standby-Frequenz des COM2 Transceivers, den Frequenzspeicher und die per Knopfdruck gewählte Frequenz an. Der COM 2 Transceiver ermöglicht 760-Kanal (25-kHz-Abstand) Betrieb in einem Frequenzbereich von 118.000 bis 136.975 MHz. Die COM 2 Antenne befindet sich an der Kabinenunterseite entlang der Mittellinie des Flugzeugs.14 V Gleichstrom für den COM 2 Transceiver-Betrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt und über einen 28-zu-14-VDC-Spannungswandler und dem 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM 2) am Non-essential Avionics Bus zugeführt.

Navigations-Empfänger (Nav)

Der Garmin GNS 430 ist ein integrierter Navigations-Empfänger (NAV) mit VHF Omnirange/Localizer (VOR/LOC) und Glideslope (G/S) Fähigkeit. Der VOR/LOC Empfänger empfängt VOR/LOC in einem Frequenzbereich von 108.000 MHz bis 117.950 MHz mit 50 kHz Kanalabstand. Glideslope wird von 329.150 bis 335.000 in 150-kHz-Schritten empfangen. Die Nav-Empfänger-Regler sind in die Garmin GPS 430 Schalttafel auf der Mittelkonsole integriert. Der Empfänger bietet eine Anzeige der aktiven und Standby-Frequenzen, einen Frequenzspeicher und einen Knopf für die Frequenzauswahl. Ein IDENT-Audioausgang für VOR und LOC steht ebenfalls zur Verfügung. Die Nav-Antenne ist oben auf dem vertikalen Ende montiert.28 V Gleichstrom für den Betrieb des Navigationsempfängers wird durch den

Avionik-Hauptschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt und über einen 5-A-Stromkreisunterbrecher (GPS1) am Non-essential Avionics Bus zugeführt.

Transponder

Das Flugzeug ist mit einem Garmin GTX 320 oder GTX 327 ATC Mode C (Identifizierung und Höhe) Transponder mit Squawk-Fähigkeit ausgestattet. Das Transpondersystem besteht aus einer integrierten Empfänger/Sender-Einheit, einer Antenne und einem Höhendigitalisierer. Der Empfänger/Sender empfängt Abfragen von einem sekundären Radarsender am Boden und überträgt dann an das abfragende Air Traffic Control Center. Die digitalisierten Höheninformationen werden von einem Höhendigitalisierer (Encoder) geliefert, der mit dem Statiksystem des Flugzeugs verbunden ist. Der Transponder und die integrierten Regler sind in der Mittelkonsole des Flugzeugs montiert. Der Transponder bietet ein aktives Code-Display, Code-Auswahl, IDENT-Knopf und Testfunktionen. Das Display ist bei Tag lesbar und kann durch den INST-Lichtregler auf der Grundplatte des Instrumentenpanels gedämmt werden. Die Transponderantenne ist an der Unterseite des Rumpfs direkt hinter dem Brandschott montiert.28 V Gleichstrom für den Transponderbetrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt.28 V Gleichstrom für den Betrieb von Empfänger, Sender und Höhenencoder wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ENCODER/TRANSPONDER) am Avionics Essential Bus zugeführt.

Emergency Locator Transmitter

Das Flugzeug ist mit einem abgeschlossenen Emergency Locator Transmitter (ELT) ausgestattet. Sender und Antenne sind direkt hinter dem hinteren Brandschott rechts von der Mittellinie des Flugzeugs montiert. Der Hauptschalter des Senders hat die drei Stellungen ON-OFF-ARMED und bleibt bei Normalbetrieb auf Armed gestellt. Ein Fernschalter und eine Anzeige sind direkt unter der Leistungsschaltertafel installiert. Der Sender ist der Länge nach im Flugzeug installiert, damit Abstiege mit mehr als 3,5 Fuß/Sekunde registriert werden können. Wenn eine schneller Abstieg registriert wird, sendet der Sender wiederholt VHF-Band-Audio-Sweeps bei 121,5 MHz und 243,0 MHz in Abständen von ca. 0,5 Sekunden. Der Sender und die daran befestigte tragbare Antenne sind durch einen

Zugang am Boden des Gepäckraum-Brandschotts zugänglich. Der ELT kann aus dem Flugzeug demontiert und als persönliches Ortungsgerät eingesetzt werden, falls das Flugzeug nach einem Unfall verlassen werden muss. Der ELT-Sender wird mit acht Monozellen betrieben. Die Zellen sind mit einem Datum versehen. Diese Batterien müssen in den vorgegebenen Abständen auf Basis des aufgedruckten Datums ausgewechselt werden (siehe SR-20 Wartungshandbuch).

ELT-Fernschalter und Anzeigepanel

Der ELT-Fernschalter und das Anzeigepanel befinden sich direkt unter der Leistungsschaltertafel und bieten Test- und Überwachungsfunktionen für den ELT. Das Panel enthält einen ON-Knopf, einen RESET-Knopf und eine rote LED (Lampe). Die rote Lampe blinkt, wenn der ELT überträgt. Der ON-Knopf wird zum Testen der Einheit (gemäß Beschreibung im Wartungshandbuch) verwendet. Die RESET-Taste kann zum Abbrechen einer versehentlich eingeleiteten Übertragung verwendet werden. Eine 6-Volt-Lithiumbatterie im Panel versorgt die LED. Die Batterie muss in regelmäßigen Abständen ausgewechselt werden (siehe SR-20 Wartungshandbuch).

Im Fall eines Unfalls:

1. Prüfen, ob die Lampe am externen ELT-Anzeigepanel blinkt. Wenn Sie blinkt ist der ELT funktionsfähig.
2. Wenn möglich wie unten beschrieben Zugang zum ELT schaffen und den Senderschalter auf ON stellen.

Tragbare Verwendung des ELT:

3. Die Zugangstür in der Mitte hinter dem unteren Gepäckraum entfernen.
4. Das Antennenkabel von der Vorderseite der Einheit trennen.
5. Das Kabel vom Fernschalter und dem Anzeigepanel trennen.
6. Die Befestigungsgurte lösen und den Sender und die tragbare Antenne heraus nehmen.
7. Die tragbare Antenne in die Antennenbuchse an der Vorderseite der Einheit einstecken.
8. Den Schalter auf ON stellen.
9. Die Antenne möglichst aufrecht halten.

Betriebsstundenzähler

Das Flugzeug ist mit einem Betriebsstundenzähler ausgestattet. Dieser befindet sich im Staufach der Armlehne zwischen dem Piloten und Copiloten. Der Betriebsstundenzähler erfasst wie lange der BAT 1 sowie ALT 1 oder ALT 2 Schalter eingeschaltet sind. 28 V Gleichstrom für den Betrieb des Zählers werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (ENGINE INST) am Essential Bus geliefert.

Digitaluhr

Das Flugzeug ist mit einer 2¼" Davtron M803 Digitaluhr ausgestattet. Diese befindet sich auf dem linken Instrumentenpanel direkt außerhalb des Fluggeschwindigkeitsanzeigers. Die Uhr zeigt Universalzeit (UT), Ortszeit (LT), Abgelaufene Zeit (ET), Außentemperatur (OAT) in °C oder °F und dient auch als Voltmeter. Alle Anzeigen und Funktionen werden mit den Reglern auf der Vorderseite der Uhr gewählt. Die Uhr empfängt Außentemperatursignale von einem Temperaturfühler, der direkt vor der Pilotentür installiert ist. Die Uhr wird über den 5-A-Leistungsschalter (Engine Inst) am Main Bus 1 mit 28 V Gleichstrom versorgt. Zusatzstrom wird über eine 5-A-Sicherung an der Hauptsammelschiene in der Hauptsteuerung (MCU) bereitgestellt. Eine Mignonzelle dient bis zu drei Jahre lang als Reserveversorgung.

SEL und CTL Regler

Alle Anzeigen und Funktionen werden über die SEL- und CTL-Regler unter der Zeitanzeige gewählt bzw. eingestellt. Nach dem Einschalten zeigt die Uhr Universalzeit an (UT). Durch dreimaliges Drücken der SEL-Taste wird Ortszeit (LT) und darauf Abgelaufene Zeit (ET) angezeigt. Durch erneutes Drücken der Taste wird wieder die Universalzeit UT angezeigt.

Einstellen von UT oder LT:

Anhand der SEL-Taste UT oder LT wählen. Dann gleichzeitig die SEL- und die CTL-Taste drücken (die Zehn-Stunden-LED blinkt). Die CTL-Taste wiederholt drücken, um die Anzeige auf den gewünschten Wert zu inkrementieren. Dann SEL drücken, um die nächste einzustellende Zahl zu wählen. Nachdem alle Stellen eingestellt wurden, die SEL-Taste erneut drücken, um zum Normalmodus zurückzukehren.

Flugzeit (FT):

Die Flugzeitoption (FT) steht bei dieser Installation nicht zur Verfügung. Wenn FT gewählt wird, erscheint auf der Anzeige Null.

Abgelaufene Zeit (ET):

Im ET-Modus kann für „Count-up“ oder „Count-down“ eingestellt werden.

Einstellen des Count-up-Modus:

1. Anhand der SEL-Taste ET wählen und
2. CTL drücken, um den Count-up-Timer zu aktivieren. Die abgelaufene Zeit wird bis zu 59 Minuten, 59 Sekunden gezählt, dann wechselt die Anzeige zu Stunden und Minuten. Durch erneutes Drücken der CTL-Taste wird der Timer auf Null zurückgesetzt.

Einstellen des Count-down-Modus:

3. Anhand der SEL-Taste ET wählen und
4. eine Anfangszeit für den Count-down eingeben. Diese Eingabe erfolgt auf gleiche Weise wie die Einstellung der Universal- oder Ortszeit (höchste Eingabe ist 59 Minuten, 59 Sekunden).
5. SEL drücken, um den Einstellungsmodus zu beenden und
6. CTL drücken, um den Count-down zu beginnen. Bei Erreichen von Null ertönt ein Alarm und die Anzeige blinkt. Durch Drücken von SEL oder CTL wird der Alarm deaktiviert.

Testmodus:

Zum Aufrufen des Selbsttests die SEL-Taste 3 Sekunden lang gedrückt halten. Das Display zeigt dann „88:88“ an und alle vier Zeitanzeigen (UT, LT, FT, ET) leuchten auf.

OAT - VOLTS-Taste

Die rote OAT-VOLTS-Taste wird zum Anzeigen der Außentemperatur und der Spannung der Hauptsammelschiene des Flugzeugs verwendet. Wenn die Elektrik nicht eingeschaltet ist wird auf der oberen Anzeige die Spannung der Uhrbatterie angezeigt. Nach dem einschalten zeigt das Display die Spannung der Flugzeugstromversorgung an. Durch Drücken der Taste wird die Außentemperatur (OAT) in °F angezeigt. Durch erneutes Drücken der Taste wird die Außentemperatur (OAT) in °C angezeigt.

Cirrus Flugzeugfallschirmsystem (CAPS)

Das Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) des SR20 dient dazu, das Flugzeug samt Passagieren in einem lebensgefährlichen Notfall auf den Boden abzusenken. Das System hat den Zweck, das Leben der Insassen zu retten, jedoch das Flugzeug wird dabei wahrscheinlich zerstört und im schlimmsten Fall sind schwere Verletzungen oder der Tod der Insassen möglich. Deshalb ist es sehr wichtig, die CAPS-Beschreibung in Abschnitt 3, Notverfahren, und in Abschnitt 10, Sicherheit, zu lesen und genau zu überlegen, wie das System im Notfall eingesetzt werden würde.

• WARNUNG •

Das Fallschirmsystem erfordert für die Aktivierung keine Stromversorgung. Es kann jederzeit aktiviert werden. Der Flugweg der Feststoff-Rakete geht nach oben von der Fallschirmabdeckung weg. Die Insassen des Flugzeugs müssen sich in einem sicheren Abstand zur Abdeckung des Fallschirmkanisters aufhalten. Kinder niemals unbeaufsichtigt im Flugzeug lassen.

Systembeschreibung

Das CAPS besteht aus einem Fallschirm, einer Feststoff-Rakete für die Aktivierung des Fallschirms, einem Raketen-Aktivierungsgriff und einem innerhalb der Rumpfstruktur eingebetteten Haltegurtzeug.

Ein Verbundstoffkasten, der den Fallschirm und die Feststoff-Rakete enthält, ist direkt hinter dem Gepäckraum-Brandschott an der Flugzeugstruktur montiert. Der Kasten ist abgedeckt und durch eine dünne Verbundstoffabdeckung vor Umwelteinflüssen geschützt.

Der Fallschirm ist in einem Aktivierungssack enthalten, durch den die Aktivierungs- und Inflationssequenz eingeleitet wird. Der Aktivierungssack leitet den richtigen Aktivierungsprozess ein und sorgt dafür, dass die Fallschirmkappe erst aufgeblasen wird, nachdem der Raketenmotor die Fallschirmleinen gestrafft hat.

Der Fallschirm selbst besteht aus einer 223 qm (2400 square-foot) großen Rundkappe mit Gleiter, einem ringförmigen Stoffpanel mit wesentlich kleinerem Durchmesser als der geöffnete Kappendurchmesser. Um den Umfang des Gleiters sind in gleichen

Abständen Ringösen angebracht. Durch diese Ösen werden die Hängeleinen der Kappe geführt, damit sich der Gleiter unbehindert entlang der Leinen bewegen kann. Da der Gleiter oben auf den Leitungen nahe der Kappe positioniert ist, begrenzt der Gleiter zu Beginn der Aktivierungssequenz den anfänglichen Durchmesser des Fallschirms und dessen Inflationsrate. Wenn der Gleiter dann entlang der Leinen nach unten gleitet, öffnet sich die Kappe.

Der Fallschirm ist mit einem 3-Punkt-Gurtzeug mit der Rumpfstruktur des Flugzeugs verbunden. Der hintere Gurtzeugriemen ist im Fallschirmkanister verstaut und am Brandschott des hinteren Gepäckraums befestigt. Die vorderen Gurte sind vom Kanister zu den Befestigungspunkten des Brandschotts direkt unter der Oberfläche der Rumpfhaut befestigt. Bei Aktivierung des Fallschirms werden die vorderen Gurte vom Kanister bis zu den vorderen Befestigungspunkten durch die Rumpfhaut gerissen.

Aktivierungsgriff

Das CAPS wird durch Ziehen des CAPS-Aktivierungsgriffs (T-Griff) aktiviert. Dieser Griff ist in der Kabinendecke an der Mittellinie des Flugzeugs direkt über der rechten Schulter des Piloten installiert. Der T-Griff ist durch eine mit Plaketten beschriftete Abdeckung vor unberechtigter oder versehentlicher Betätigung geschützt. Zum Entfernen dieser Abdeckung wird die schwarze Lasche am vorderen Rand der Abdeckung gezogen.

Durch Ziehen des T-Griffes wird die Rakete aktiviert und die CAPS-Aktivierungssequenz eingeleitet. Für die Aktivierung der Rakete sind zwei Handlungen erforderlich:

1. Den Aktivierungsgriff aus seinem Halter ziehen. Durch Ziehen am T-Griff wird dieser aus seinem Halte-O-Ring gezogen und das Kabel wird gestrafft (ca. 5 cm des Kabels liegen dann frei). Nach Straffung des Kabels bleibt der T-Griff stehen und muss dann mit größerer Kraft ganz herausgezogen werden, um die Rakete zu aktivieren.
2. Den T-Griff mit beiden Händen greifen und mit einer kräftigen, konstanten und kontinuierlichen Bewegung gerade nach unten ziehen, bis die Rakete aktiviert wird. Legen sie beide Hände um den T-Handgriff, und ziehen Sie gleichmässig senkrecht nach unten. Am besten verwendet man einen Zug ähnlich eines

Klimmzuges. Bis zu 45.0 lbs (20.4 Kg) Zugkraft können erforderlich sein, um die Rakete zu aktivieren. Die meiste Kraft wird bei Aktivierung des Kabels benötigt, das dann den Zündstift der Rakete freisetzt. Bei Freisetzung des Zündstift werden zwei Primer ausgelöst und der Raketenbrennstoff wird gezündet.

• Hinweis •

Durch ruckartiges oder rapides Ziehen des Aktivierungsgriffes erhöht sich die zum Aktivieren der Rakete notwendige Zugkraft.

Bei dem Versuch, den T-Griff nach vorne und unten zu drücken, wird die anwendbare Kraft begrenzt. Die größte Kraft ist nur bei einem geraden Nach-unten-Ziehen des T-Griffes möglich.

Ein Sicherungsstift ist installiert, um sicherzustellen, dass das CAPS nicht während Wartungarbeiten aktiviert werden kann. Es bestehen allerdings auch andere Umstände unter welchen ein Betreiber dass CAPS gegebenfalls sichern möchte, so zum Beispiel, wenn sich unbeaufsichtigte Kinder oder nicht mit dem System vetraute Personen im Flugzeug befinden, oder wenn das Flugzeug ausgestellt wird.

Dieser Stift ist durch die Griffhalterung und den Zylinder gesteckt und sichert den Griff in einer gesicherten Position. Am Stift ist ein Anhänger mit der Aufschrift „Remove Before Flight“ (Vor dem Flug entfernen) angebracht.

• WARNUNG •

Nach Durchführung der Wartungsarbeiten oder sonstiger Bodenoperationen muss der Pilot vor Flugbeginn sicherstellen, dass dieser Stift entfernt wird.

Aktivierungsmerkmale

Beim Start der Rakete wird der Fallschirm durch die Schubkraft der Rakete nach außen und aufgrund des relativen Winds nach hinten ausgestoßen. Die Inflation des Fallschirms beginnt in ca. zwei Sekunden.

Sobald sich die Kappe mit Luft zu füllen beginnt, wird die Vorwärtsbewegung des Flugzeugs drastisch gebremst. Diese Bremsung verstärkt sich mit der Fluggeschwindigkeit, sollte jedoch in

jedem Fall innerhalb der Fallschirmhülle weniger als 3 g betragen. Während dieser Bremsung kann der Bug leicht nach oben gerichtet werden, vor allem bei hoher Geschwindigkeit. Der hintere Fangleine des Haupttragegurts ist jedoch absichtlich kurz ausgeführt, um ein übermäßiges Aufrichten des Bugs zu verhindern. Der Bug senkt sich allmählich wieder ab, bis das Flugzeug mit abgesenktem Bug unter dem Fallschirm hängt.

Acht Sekunden nach der Aktivierung wird die hintere Fangleine abgeschnitten und das Flugzeugheck senkt sich in die endgültige ungefähr horizontale Lage ab. Nach Stabilisierung dieser Lage kann das Flugzeug leicht vor und zurück schwenken oder sich drehen, während es vom Fallschirm getragen wird. Die zu erwartende Sinkrate ist weniger als 1500 Fuss pro Minute, mit einer deutlichen Reduzierung der Vorwärtsgeschwindigkeit. Nach Auftreffen auf dem Boden kann das Flugzeug durch den Bodenwind weiter gezogen werden.

• Vorsicht •

Der Aufprall auf dem Boden entspricht ungefähr einem Aufsetzen aus einer Höhe von ca. 10 Fuß (3 m). Die Zelle, Sitze und das Fahrwerk sind für diese Beanspruchung konstruiert. Die Insassen müssen sich jedoch gemäß der Anweisungen in Abschnitt 3, Notverfahren, auf den Aufprall vorbereiten.

• Hinweis •

Das CAPS eignet sich für verschiedene Flugzeuglagen, einschließlich Trudeln. Jedoch bei einer Aktivierung in einer anderen Lage als die horizontale Fluglage können die Aktivierungsmerkmale anders sein als oben beschrieben.

Abschnitt 8
Handling, Instandhaltung und Wartung

Inhaltsverzeichnis

Einführung 8-3
Pilotenunterlagen 8-3
Wartungsunterlagen 8-3
Bestellung von Unterlagen 8-4
Flugzeugdokumente und Zulassungen 8-5
Lufttüchtigkeitsrichtlinien 8-6
Inspektionszeiträume 8-7
Vom Piloten durchgeführte Wartungsarbeiten 8-8
Handling am Boden 8-10
Verwendung einer externen Stromquelle 8-10
Schleppen 8-11
Rollen 8-13
Parken 8-14
Verankerung 8-15
Ausrichtung 8-15
Aufbocken 8-16
Wartung 8-17
Fahrwerkwartung 8-17
Bremsenwartung 8-17
Reifenfüllung 8-18
Propellerwartung 8-18
Ölwechsel 8-19
Brennstoffanlagenwartung 8-21
Verunreinigungen und Brennstoffproben 8-23
Ablassen des Brennstoffsystems 8-24
Batteriewartung 8-25
Reinigung und Pflege 8-26
Reinigen des Motorraums 8-26
Reinigen des Fahrwerks 8-26
Reinigen der Außenflächen 8-27

Reinigen der Windschutzscheibe und Fenster 8-27
Reinigen der Deckenauskleidung, Seitenwände und Sitze 8-28
Reinigen der Teppiche.....8-29

Einführung

Dieser Abschnitt enthält allgemeine Richtlinien zum Handling, zur Instandhaltung und Wartung des Cirrus Design SR20. Zur Aufrechterhaltung des sicheren und effizienten Betriebs des Flugzeugs sollten regelmäßig die aktuellsten Informationen von einem autorisierten Cirrus Kundendienst eingeholt werden.

Pilotenunterlagen

Das von der FAA zugelassene Flug- und Pilotenhandbuch (POH) wird bei der Auslieferung des Flugzeugs übergeben. Zusätzliche Exemplare sind vom Cirrus Design Kundendienst erhältlich.

Wartungsunterlagen

Die folgenden Wartungshandbücher sind von Cirrus Design für das SR20 Flugzeug erhältlich:

- Wartungshandbuch (AMM) - GAMA Wartungshandbuch mit Kapitelaufbau gemäß GAMA und ATA. Das Handbuch deckt Inspektion, Instandhaltung, Wartung, Störungssuche und Reparaturen der Struktur, Systeme und Verkabelung des Flugzeugs. Ein Änderungsservice für dieses Handbuch ist ebenfalls erhältlich. Ein aktuelles Exemplar des AMM wird bei der Auslieferung des Flugzeugs übergeben.
- Betriebs- und Wartungshandbuch für den Motor - Cirrus Design übergibt bei der Auslieferung ein Betriebs- und Wartungshandbuch zum Teledyne Continental Triebwerk. Handbücher für die Überholung des Triebwerks und Motorzubehörs können vom jeweiligen Hersteller erworben werden.
- Betriebs- und Wartungshandbücher für die Avionik-Komponenten -- Cirrus Design übergibt alle verfügbaren Betriebshandbücher bei der Auslieferung des Flugzeugs. Wartungshandbücher (wenn verfügbar) können beim Hersteller der Geräte bestellt werden.

Cirrus Design bietet einen Abonnementservice für Service Bulletins, Service Letters und Options Letters des Werks an. Dieser Service wird den interessierten Personen, z.B. Besitzern, Piloten und Mechanikern des Flugzeugs, für eine nominale Gebühr angeboten.

Weitere Exemplare dieser Unterlagen oder ein Abonnemontdienst können beim Kundendienst von Cirrus Design bestellt werden.

- Service Bulletins - -sind besonders wichtig. Bei Empfang eines Service Bulletin müssen sofort die vorgegebenen Arbeiten ausgeführt werden.
- Service Advisory Notices - sind Benachrichtigungen über optionale Service Bulletins, Service Bulletins von Zubehörlieferanten oder Service Letters zum Flugzeug bzw. über Wartungs- oder Änderungsinformationen, die kein Service Bulletin erfordern. Die Informationen in Service Advisory Notices müssen sorgfältig beachtet werden.

Bestellung von Unterlagen

SR20 Publikationen, Änderungsdienst und Abonnementdienste können wie folgt vom Cirrus Design Kundendienst angefordert werden:

Cirrus Design Corporation
Customer Service
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Tel: (218) 727-2737
Fax: (218) 727-2148

Zur richtigen Bearbeitung der Anfrage müssen die Seriennummer des Flugzeugs und der Name des Besitzers bei jeder Kontaktaufnahme angegeben werden.

Flugzeugdokumente und Zulassungen

Die Federal Aviation Administration (FAA) schreibt vor, dass bestimmte Daten, Zertifikate und Zulassungen zu jeder Zeit angeschlagen bzw. im Flugzeug mitgeführt werden müssen. Weitere Dokumente müssen auf Anfrage vorgelegt werden.

• Hinweis •

Flugzeugbesitzer außerhalb der USA müssen sich in Bezug auf weitere oder andere Bestimmungen bei den zuständigen Behörden informieren.

Notwendige Dokumente		Hinweis:
1.	Lufttüchtigkeitszeugnis *FAA Formular 8100-2*	Muss jederzeit sichtbar angebracht sein.
2.	Eintragungsschein *FAA Formular 8050-3*	Muss bei jedem Betrieb im Flugzeug vorhanden sein.
3.	Funkanlagenzeugnis *FCC Formular 556*	Für den Flugbetrieb außerhalb der Vereinigten Staaten vorgeschrieben.
4.	Flughandbuch	Von der FAA zugelassenes Flug- und Pilotenhandbuch
5.	Gewichts- und Schwerpunktdaten	In dem von der FAA zugelassenen Flug- und Pilotenhandbuch enthalten. Die Daten müssen das aktuelle Leergewicht, den Schwerpunkt und die Geräteliste enthalten.

Sonstige Dokumente	Hinweis:
Logbuch	Muss auf Anfrage vorgelegt werden.
Triebwerkslogbuch	Muss auf Anfrage vorgelegt werden.
Piloten-Checkliste	Muss immer im Cockpit griffbereit sein.

Lufttüchtigkeitsrichtlinien

Die Federal Aviation Administration (FAA) veröffentlicht die Airworthiness Directives (AD's), die für bestimmte Flugzeuge und Geräte und Zubehör anwendbar sind. Diese AD's enthalten obligatorische Änderungshinweise, denen innerhalb des im AD vorgeschriebenen Zeitraums entsprochen werden muss. Flugzeugbesitzer sollten regelmäßig bei einem Cirrus Service Centers oder A&P Mechaniker nachfragen, um zu bestätigen, dass sie im Besitz des neuesten AD für das Flugzeug sind.

Inspektionszeiträume

FAR 91.409 fordert eine jährliche Inspektion nach den Anforderungen der FAR 43 für alle Flugzeuge. Die jährlichen Inspektionszeitpunkte basieren auf Kalendermonaten und sind am letzten Tag des zwölften Monats nach der vorherigen jährlichen Inspektion fällig. Beispiel: Wenn eine jährliche Inspektion am 19. November 1998 vorgenommen wurde, ist die nächste jährliche Inspektion am 30. November 1999 fällig. Die jährlichen Inspektionen müssen unabhängig von der Anzahl von Flugstunden im vergangenen Jahr von einem lizenzierten Zellen- und Triebwerkmechaniker mit Inspektionszulassung durchgeführt werden. Alle autorisierten Cirrus Kundendienstzentren können diese jährlichen Inspektionen durchführen. Die Inspektion ist in Kapitel 5 des Cirrus Design SR20 Wartungshandbuchs ausführlich beschrieben.

Wenn das Flugzeug kommerziell (unter Vertrag vermietet usw.) eingesetzt wird muss neben der jährlichen Inspektion alle 100 Flugstunden eine Inspektion durchgeführt werden. Der Umfang der 100-Stunden-Inspektion ist identisch zum Umfang der jährlichen Inspektion und kann von einem lizenzierten Zellen- und Triebwerkmechaniker durchgeführt werden. Das 100-Stunden-Intervall zwischen den Inspektionen darf niemals um mehr als 10 Stunden überschritten werden. Die 10-Stunden-Überschreitung ist nur dann zulässig, wenn diese Zeit zum Erreichen des Inspektionsstandortes notwendig ist. Die zum Erreichen des Inspektionsstandorts zusätzlichen Flugstunden müssen vom nächsten 100-Stunden-Intervall abgezogen werden.

Vom Piloten durchgeführte Wartungsarbeiten

Der Inhaber einer Pilotenzertifizierung nach FAR Teil 61 darf bestimmte, in der FAR Teil 43, Anhang A beschriebene vorbeugende Wartungsarbeiten ausführen. Diese Wartungsarbeiten dürfen jedoch nur an dem Flugzeug ausgeführt werden, das der Pilot besitzt bzw. betreibt und das nicht für Luftbeförderungsdienste eingesetzt wird. Die Bestimmung schreibt außerdem vor, dass der Pilot das entsprechende Logbuch zu diesen Arbeiten führt. Die folgenden Arbeiten dürfen vom Piloten ausgeführt werden:

• Hinweis •

Es wird vorausgesetzt, dass der Pilot die für diese Arbeiten notwendigen Handbücher und Fähigkeiten besitzt.

Der Pilot darf keine Arbeiten ausführen, die mit dem Ausbau oder der Demontage wichtiger Strukturen oder Systeme in Verbindung stehen oder Auswirkungen auf die Hauptstruktur haben.

- Ein-/Ausbau und Reparatur der Reifen.
- Reinigen, Schmieren und Ersetzen der Radlager.
- Auswechseln defekter Drahtsicherungen und Splinte.
- Schmierarbeiten, die keine Demontage erfordern, außer das Entfernen von nicht strukturellen Abdeckungen, Hauben oder Verkleidungen.
- Auffüllen des Hydrauliköls im Hydrauliköl- oder Bremsflüssigkeitstank.
- Aufbringen einer Schutzbeschichtung auf die Innen- oder Außenflächen (außer auf die balancierten Steueroberflächen).
- Reparatur der Polsterung und Einrichtungen im Innenraum.
- Auswechseln der Seitenfenster.
- Auswechseln der Sicherheitsgurte, Sitze, Sitzkomponenten gegen für das Flugzeug zugelassene Ersatzteile.
- Auswechseln von Lampen, Reflektoren und Linsen der Positions- und Landelichter.
- Auswechseln der Motorhaube, vorausgesetzt der Propeller muss dabei nicht ausgebaut werden.

- Auswechseln, Reinigen oder Einstellen der Zündkerzen.
- Auswechseln von Schlauchanschlüssen, ausgenommen hydraulische Verschraubungen, zum Ersetzen der Schläuche.
- Reinigen oder Auswechseln der Brennstoff- und Ölsiebe und der Filterelemente.
- Auswechseln der vorgefertigten Brennstoffleitungen.
- Auswechseln der Batterie und Prüfen des Flüssigkeitsstands sowie der Dichte.

Logbucheintrag

Nach Fertigstellung einer der obigen Arbeiten muss ein entsprechender Eintrag in das Logbuch gemacht werden. Die Logbucheinträge sollten folgende Informationen enthalten:

- Das Datum, an dem die Arbeit ausgeführt wurde.
- Beschreibung der Arbeit.
- Anzahl der Betriebsstunden des Flugzeugs.
- Die Zertifizierungsnummer des Piloten, der die Arbeit ausgeführt hat.
- Unterschrift des ausführenden Piloten.

Logbücher sollten stets auf dem aktuellen Stand gehalten werden. Gute Unterlagen reduzieren die Wartungskosten, da dem Mechaniker genaue Informationen über die ausgeführten und offenen Arbeiten zur Verfügung stehen.

Handling am Boden

Verwendung einer externen Stromquelle

Eine Bodenservice-Steckdose befindet sich direkt hinter der Kühlluftklappe an der linken Seite des Flugzeugs. Hier kann eine externe Stromquelle zum Anlassen bei kaltem Wetter und für die Gewährleistung einer zuverlässigen Stromversorgung bei längeren Wartungsarbeiten angeschlossen werden.

• WARNUNG •

Wenn die externe Stromquelle zum Anlassen des Motors verwendet wird, darauf achten, dass sich alle Personen und alle Kabel des Triebwerks in sicherem Abstand zum Propeller befinden.

Verwendung einer externen Stromquelle:

• Vorsicht •

Die externe Stromquelle darf nicht zum Starten des Motors mit einer leeren Batterie oder zum Aufladen einer entleerten oder schwachen Batterie im Flugzeug verwendet werden. Die Batterie muss aus dem Flugzeug ausgebaut und gemäß den Anweisungen in dem entsprechenden Wartungshandbuch gewartet werden.

1. Sicherstellen, dass die externe Stromquelle auf 28 V Gleichstrom geregelt wird.
2. Sicherstellen, dass die Schalter BAT1 und AVIONICS ausgeschaltet sind (OFF).
3. Dann die externe Stromquelle in die am Flugzeug dafür vorgesehene Steckdose stecken.
4. Den BAT1-Schalter einschalten (ON).Die externe 28-V-Gleichstromquelle legt Strom an der Hauptverteilung und an den Essential-Verteilungsschienen an. Der Motor kann angelassen und die elektrischen Komponenten können betrieben werden.
5. Wenn die Avionik benötigt wird, den AVIONICS-Schalter einschalten (ON).

• Vorsicht •

Zur Wartung des Avioniksystems wird die Verwendung einer externen Stromquelle empfohlen. Den Motor nicht anlassen oder ankurbeln, wenn der AVIONICS-Schalter eingeschaltet ist.

Trennen der externen Stromquelle:

1. Wenn kein externer Strom mehr benötigt wird, den BAT1-Schalter ausschalten (OFF).
2. Dann die Steckdose der externen Versorgung herausziehen.

Schleppen

Zum Schleppen des Flugzeugs am Boden wird die Deichsel am Bugrad verwendet. Sie ist im hinteren Gepäckraum verstaut. Es kann auch eine andere Vorrichtung verwendet werden, die keine Beschädigung oder Überbeanspruchung des Bugrads verursacht. Die Deichsel wird in die Ringe direkt vor der Bugradachse eingehakt.

• Vorsicht •

Beim Zurückschieben des Flugzeugs muss die Schleppstange installiert sein, um ein abruptes Drehen des Bugrads zu verhindern.

Nicht die vertikalen oder horizontalen Steuerflächen oder Stabilisatoren zum Bewegen des Flugzeugs verwenden. Wenn keine Schleppstange zur Verfügung steht können die Flügelansätze als Schubpunkte verwendet werden.

Nicht an den Steueroberflächen oder am Propeller schieben oder ziehen, um das Flugzeug zu manövrieren.

Das Flugzeug nicht schleppen, wenn das Hauptfahrwerk mit Schlamm oder Schnee verstopft ist.

Wenn das Flugzeug mit einem Zugfahrzeug bewegt wird, darf das Bugrad nicht mehr als 90 Grad auf jede Seite von der Mittellinie ausgeschlagen werden. Andernfalls kann die Bugradstruktur schwer beschädigt werden.

1. *Siehe Drei-Seiten-Ansichten (Abschnitt 1, Abbildung 1-1) und Wenderadius ((Abschnitt 1, Abbildung 1-2)* für Freiräume. Besonders bei den Hangartoren muss auf die Freiräume geachtet werden.
2. Die Schleppstange in die Ringe direkt vor der Bugradachse einhaken.
3. Die Parkbremse lösen und die Bremsklötze entfernen.
4. Das Flugzeug an die gewünschte Stelle bewegen.
5. Bremsklötze wieder anbringen.
6. Schleppstange abnehmen.

Zum Erhalt eines Mindestwendekreises beim Handling am Boden kann das Flugzeug um eines der Haupträder gedreht werden, indem man auf eine Rumpfseite direkt vor dem horizontalen Stabilisator drückt, um das Bugrad abzuheben.

Rollen

Vor dem Rollen muss das Bodenpersonal vom Flugzeugführer angewiesen und autorisiert werden. Die Anweisungen sollten die Anlass- und Abstellverfahren des Flugzeugs sowie die Roll- und Lenkmethoden umfassen.

• Vorsicht •

Vor Beginn des Rollens muss sichergestellt werden, dass der Rollweg und der Propellerumkreis frei sind.

Beim Rollen auf unbefestigten Pisten keine hohe Drehzahl verwenden, um eine Beschädigung der Propellerblaetter zu vermeiden.

Rollen Sie nur mit soviel Leistung, welche für normale Rollgeschwindigkeit benötigt wird. Übermässiges Bremsen kann überhitzte oder beschädigte Bremsen nach sich ziehen.

1. Bremsklötze entfernen.
2. Den Motor gemäß dem Anlassverfahren (Abschnitt 4) anlassen.
3. Die Parkbremse lösen.
4. Den Leistungshebel vorschieben, um den Rollbetrieb zu beginnen. Sofort nach Beginn des Rollens die Bremsen betätigen, um deren ordnungsgemäße Funktion zu bestätigen. Während des Rollens Differentialbremsung einsetzen, um durch leichte Wendungen die richtige Funktion der Lenkung zu prüfen.

• Vorsicht •

Beim Rollen in der Nähe von Gebäuden und stationären Objekten stets auf den Flügelfreiraum achten. Wenn möglich, einen Beobachter außerhalb des Flugzeugs einsetzen.

Beim Rollen auf unebenem Gelände Löcher und tiefe Spuren vermeiden.

5. Das Flugzeug an die gewünschte Stelle bewegen.
6. Das Flugzeug abstellen und Bremsklötze und Verankerungen gemäß dem vorgeschriebenen Abstellverfahren (Abschnitt 4) anbringen.

Parken

Das Flugzeug sollte so geparkt werden, dass es vom Wetter geschützt ist und keine Gefahr für andere Flugzeuge verursachen kann. Die Parkbremse kann sich aufgrund von Wärmestau nach einer harten Bremsung oder bei großen Temperaturschwankungen lösen oder hohen Druck anlegen. Deshalb sollte das Flugzeug bei unbeaufsichtigtem Parken oder über Nacht immer mit Bremsklötzen und Verankerungen gesichert werden.

1. Wenn möglich, sollte das Flugzeug mit dem Bug gegen den Wind gerichtet geparkt werden.
2. Die Klappen einfahren.
3. Die Parkbremse anziehen. Dazu zuerst beide Bremspedale drücken, um Bremsdruck anzulegen, und dann den PARK BRAKE-Knopf herausziehen.

   • Vorsicht •

   Bei der Verwendung überhitzter Bremsen oder bei kaltem Wetter, wenn die Bremsen durch die angestaute Feuchtigkeit einfrieren könnten, muss besonders vorsichtig vorgegangen werden.

4. Beide Haupträder mit Bremsklötzen sichern.
5. Das Flugzeug gemäß dem in diesem Abschnitt beschriebenen Verfahren verankern.
6. Das Pitot-Rohr abdecken. Nicht vergessen, die Pitot-Abdeckung vor dem nächsten Flug zu entfernen.
7. Bei unbeaufsichtigt geparktem Flugzeug sollten die Kabinen- und Gepäckraumtüren abgeschlossen werden.

Verankerung

Das Flugzeug sollte zur Sicherheit und zum Schutz verankert werden. FAA Advisory Circular AC 20-35C, Tiedown Sense, enthält zusätzliche Informationen zur Vorbereitung des Flugzeugs bei Unwetter sowie zur Verankerung und ähnlicher Informationen. Zur richtigen Verankerung des Flugzeugs am Boden sollte folgendes Verfahren eingesetzt werden:

1. Wenn möglich, sollte das Flugzeug mit dem Bug gegen den Wind gerichtet geparkt werden.
2. Klappen einfahren.
3. Räder mit Bremsklötzen blockieren.
4. Verankerungsseile an den Verankerungsringen an den Flügeln und am Heck anbringen und in einem Winkel von ca. 45 Grad am Boden befestigen. Bei Verwendung von Seil oder nicht-synthetischem Material muss genug Spielraum vorgesehen werden, damit bei einem Zusammenziehen des Materials keine Beschädigungen am Flugzeug entstehen.

   • Vorsicht •

   Die Verankerungspunkte für die Flügelringe sollten nicht mehr als 5,5 m (18 Fuß) voneinander entfernt liegen, um Schäden bei starkem Wind zu vermeiden.

   Bulinknoten, Kreuzknoten oder Stopperstek verwenden. Keine einfachen Slipschlaufen verwenden.

Ausrichtung

Das Flugzeug wird unter Verwendung einer Wasserwaage am Sims der Pilotentür und einer Wasserwaage über die Türsimse der Länge nach ausgerichtet. Alternativ können die vorderen und achtern Tool-Löcher entlang einer Wasserlinie von 95,9 gesichtet werden. *Siehe Abschnitt 6, Wägeverfahren und Abschnitt 6, Abbildung 6-2* für eine Darstellung.

Aufbocken

Das Flugzeug hat 2 Hebepunkte, jeweils an den Punkten zum Verzurren. Die Hebeadapter werden im Gepäckraum verstaut. Das Flugzeug kann unter Verwendung von zwei standardmäßigen hydraulischen Flugzeughebern an den Flügelhebepunkten und einem beschwerten Heckstützfuß am Heckverankerungspunkt gehoben werden.

Aufbocken des Flugzeugs

• Vorsicht •

Das Flugzeug bei Windstärken über 16 km/h (10 mph) weder im freien noch in einem offenen Hangar aufbocken.

Der Schwerpunkt bei Leergewicht befindet sich vor den Flügelhebepunkten. Um ein Umkippen des Flugzeugs bei der Wartung oder beim Aufbocken zu verhindern, sollte am Heckverankerungspunkt ein beschwerter Heckstützfuß (mindestens 136 kg/300-lb) verwendet werden.

1. Das Flugzeug auf einer harten, flachen und ebenen Oberfläche abstellen.
2. Die Verankerungsringe von den Flügeln abnehmen und im Gepäckraum verstauen.
3. Einen beschwerten Heckstützfuß an den Heckverankerungsring anbringen.
4. Die Heber und Hebeplatten positionieren. Die Heberplatte in die Verankerungsöffnung des Flügels einführen. Die Heberplatte festhalten, den Heber unter diesem Punkt positionieren und etwas hochpumpen, um einen festen Kontakt zum Heberpunkt herzustellen. Auf der gegenüber liegenden Seite wiederholen.
5. Beim Aufbocken versuchen, das Flugzeug so gerade wie möglich zu halten.
6. Die Heberverriegelungen sichern.

Absenken des Flugzeugs

1. Den Druck an allen Hebern gleichzeitig ablassen, um das Flugzeug so gerade wie möglich zu halten.
2. Die Heber, Heberplatten und den Heckstützfuß entfernen. Die Heberplatten im Gepäckraum verstauen. Die Verankerungsringe wieder an den Flügeln installieren.

Wartung

Fahrwerkwartung

An den Haupträdern werden 15 x 6,00 x 6 sechslagige Reifen und Schläuche verwendet. Das Bugrad verwendet einen 5,00 x 5 vierlagigen Reifen (Typ III) mit Schlauch. Die Reifen müssen immer mit dem vorgeschriebenen Druck gefüllt sein, um maximale Leistung und Lebenszeit zu gewährleisten. Die Radverkleidungen erfordern keine Wartung. Mit Ausnahme des Nachfüllens von Bremsflüssigkeit müssen alle Wartungsarbeiten an den Rädern und Bremsen gemäß dem Wartungshandbuch zum Flugzeug (AMM) ausgeführt werden.

Bremsenwartung

Bremsflüssigkeit auffüllen

Das Bremssystem ist mit hydraulischer Bremsflüssigkeit nach MIL-H-5606 gefüllt. Der Stand der Bremsflüssigkeit muss bei jedem Ölwechsel sowie bei der jährlichen oder 100- Stunden-Kontrolle überprüft werden, gegebenenfalls muss Bremsflüssigkeit nachgefüllt werden. Der Bremsflüssigkeitstank befindet sich an der rechten Seite des Batterietragerahmens. Das Verfahren zum Wechseln der Flüssigkeit ist *im Wartungshandbuch zum Flugzeug (AMM) beschrieben.*

Auffüllen der Bremsflüssigkeit:

1. Reifen mit Bremsklöten sichern und die Parkbremse lösen.
2. Die obere Motorhaube abnehmen, um Zugang zum Hydrauliköltank zu erhalten.
3. Den Tankdeckel und den Bereich um den Deckel herum säubern, bevor der Deckel abgenommen wird.
4. Den Deckel abnehmen und MIL-H-5606 Hydrauliköl nachfüllen.
5. Den Deckel wieder anbringen, auf Leckstellen prüfen und die Motorhaube wieder befestigen.

Überprüfen der Bremsbeläge

Die Bremsbeläge sollten bei jedem Ölwechsel, sowie bei der jährlichen oder 100-Stunden-Kontrolle überprüft werden.

Üerprüfen der Bremsbeläge :

1. Radverkleidungen entfernen.
2. Überprüfen sie die Bremsbeläge auf ihren allgemeinen Zustand sowie maximal zulässigen Verschleiss. Der Bremsbelag ist zu ersetzen, wenn er bis auf 0.100 inch (2.54 mm) oder weniger abgenutzt ist..
3. Radverkleidung installieren.

Reifenfüllung

Zur Erzielung der maximalen Lebenszeit der Reifen sollten diese stets auf den richtigen Druck aufgefüllt gehalten werden. Der unbeladene Bugradreifendruck beträgt 40 +2/-0 psi (275 +15/-0 kPa) und der unbeladene Hauptradreifendruck 53 +2/-0 psi (365 +15/-0 kPa). Beim Prüfen des Reifendrucks sollte auch auf Verschleiß, Schnitte, Beschädigungen und übermäßigen Verschleiß der Reifen geachtet werden.

Auffüllen der Reifen:

1. Die Inspektionsstöpsel von den Radverkleidungen entfernen, um Zugang zu den Ventilschäften zu erhalten. Eventuell muss das Flugzeug etwas bewegt werden, damit die Ventilschäfte auf die Zugangsöffnung ausgerichtet sind.
2. Die Kappe vom Ventilschaft nehmen und den Reifendruck mit einer Messuhr prüfen.
3. Das Bugrad auf 40 +2/-0 psi (276 +15/-0 kPa) und das Hauptrad auf 53 +2/-0 psi (365 +15/-0 kPa) auffüllen.
4. Ventilschaftkappe und Inspektionsstöpsel wieder anbringen.

Alle Räder und Reifen wurden vor der Erstinstallation ausgewuchtet und die Beziehung zwischen Reifen, Schlauch und Rad muss bei der Neuinstallation aufrecht erhalten werden. Bei der Installation neuer Komponenten kann es notwendig sein, dass die Räder mit montierten Reifen erneut ausgewuchtet werden müssen. Unwuchtige Räder können extreme Vibrationen im Fahrwerk verursachen.

Propellerwartung

Spinner und Grundplatte sollten regelmäßig gereinigt und auf Risse untersucht werden. Vor jedem Flug sollte der Propeller auf Kerben, Kratzer und Korrosion geprüft werden. Alle gefundenen Defekte sollten so bald wie möglich von einem zugelassenen Mechaniker repariert werden, da jede Kerbe und jeder Kratzer erhöhte Beanspruchung verursacht und schließlich zu schweren Rissen oder zum Verlust der Propellerspitze führen kann. Die Rückseite der Propellerflügel sollte wenn notwendig mit einer matten schwarzen Farbe lackiert werden, um ein Blenden zu reduzieren. Zur Verhinderung von Korrosion sollte die Oberfläche regelmäßig gereinigt und gewachst werden.

Schmierstoff

Die Kapazität des Schmierstoffsystems des Teledyne Continental IO-360-ES Triebwerks beträgt 8 quarts (7,5 L). Das Öl sollte alle 50 Betriebstunden gewechselt werden, oder früher, sollte das Flugzeug unter extremen Bedingungen betrieben werden. Nachstehend die empfohlenen Ölspezifikationen fuer verschiedene Temperaturen in Meereshöhe (SL):

Aussentemperatur (SL)	Einberieichsöle	Mehrbereichsöle
Alle Temperaturen	-—	20W-50 15W-50
Unter 40° F (4ºC)	SAE 30	10W-30 20W-50 15W-50
Über 40° F (4ºC)	SAE 50	20W-50 15W-50

Ein Öleinfuellstutzen sowie Peilstab befinden sich links hinten am Triebwerk und sind durch eine Wartungsklappe in der Triebwerksverkeidung zugänglich. Das Triebwerk sollte nicht mit weniger als 6 quarts (5,7 L) Öl betrieben warden. Fuer längere Flüge sollten mindestens 7 quarts (6,3 L) Öl laut Peilstab in dem Triebwerk sein.

Östand überprüfen und nachfüllen :

1. Öffnen Sie die Wartungsklappe oben links in der Triebwerksverkleidung. Ziehen sie den Peilstab heraus und überprüfen den Ölstand.
2. Sollte der angezeigte Ölstand weniger als 6 quarts (5,7 L) sein, öffnen Sie den Einfuellstutzen und füllen Öl nach, um einen Ölstand von 7-8 quarts (6.6-7.6 liters) zu erreichen.
3. Überprüfen sie nochmals den Ölstand, und reinstallieren sie den Deckel des Einföllstutzens sowie den Peilstab.

   • Hinweis •

   Die Installation das Peilstabs kann schwierig sein.. Drehen sie den Stab so, das der Ring (Griff) auf die nächstliegende Zündkerze (links hinten, Zylider #2) zeigt, und führen den Peilstab mit beiden Händen ein.
4. Schliessen und Verriegeln Sie die Wartungsklappe.

Zugelassene Öle

Waehrend der ersten 25 Betriebsstunden (eines neuen oder überholten Triebwerks), oder bis sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, darf nur reines Mineralöl laut Mil-L-6082 verwendet werden. Sollte es notwendig werden Öl nachzufüllen, darf nur reines Mineralöl laut Mil-L-6082 verwendet werden.

• Vorsicht •

Reines Mineralöl laut MIL-C-6529, Type II mit korrosionshemmenden Zusätzen, kann bei verlängerter Verwendung zum Verkoken des Motors führen, und wird von Cirrus Design weder für die Einlaufphase noch fuer den Betrieb nach der Einlaufphase empfohlen.

Nach den ersten 25 Betriebstunden, oder sobald sich der Ölverbrauch stabilisiert hat, sollte nur Öl laut Teledyne Continental Motors (TCM) Specification MHS24, Lubricating Oil, Ashless Dispersant, oder TCM Specification MHS25, Synthetic Lubrication Oil verwendet werden.

Die folgenden Produkte haben TCM die nötigen Daten, übermittelt, welche beweisen, das sie den Anforderungen der TCM Spezifikation genügen:

Produkt	Hersteller
Aeroshell (R) W	Shell Australia
Aeroshell Oil W Aeroshell Oil W 15W-50 Anti-Wear Formulation Aeroshell 15W50	Shell Canada Ltd.
Aeroshell Oil W Aeroshell Oil W 15W-50 Anti-Wear Formulation Aeroshell 15W50	Shell Oil Company
Aviation Oil Type A	Phillips 66 Company
BP Aero Oil	BP Oil Corporation
Castrolaero AD Oil	Castrol Ltd. (Australien)
Chevron Aero Oil	Chevron U.S.A. Inc.
Conoco Aero S	Continental Oil
Delta Avoil	Delta Petroleum Co.
Exxon Aviation Oil EE	Exxon Company, U.S.A.
Mobil Aero Oil	Mobil Oil Company
Pennzoil Aircraft Engine Oil	Pennzoil Company
Quaker State AD Aviation Engine Oil	Quaker State Oil & Refining Co.
Red Ram Aviation Oil 20W-50	Red Ram Ltd. (Kanada)
Sinclair Avoil	Sinclair Oil Company
Texaco Aircraft Engine Oil - Premium AD	Texaco Inc.
Total Aero DW 15W50	Total France
Turbonycoil 3570	NYCO S.A.
Union Aircraft Engine Oil HD	Union Oil Company of California

Abbildung 8-1
Zugelassene Ölsorten

Wartung des Kraftstoffsystems

Alle 100 Betriesstunden muss das Netz im Kraftstofffilter gereinigt werden. Nach der Reinigung, ist es ratsam, vor dem Zusammbau etwas Fett auf die Dichting des Gehäuses su bringen, um so den späteren Ausbau zu erleichtern.

Zugelassene Kraftstoffe

Aviation grade 100 LL (blau) or 100 (gruen) ist der Mindest-oktanige Kraftstoff welcher zugelassen ist.

• Vorsicht •

Die Verwendung von Kraftstoffen mit niedrigerer Oktanzahl kann innerhalb von kurzer Zeit zu schwerwiegender Beschädigung des Triebqwerks führen. Die Garantie des Treibwerks erlischt mit Verwendung von niederoktanigen Kraftstoffen.

Füllen der Tanks

Beachten sie alle einschlägigen Sicherheitsmassnahmen beim Umgang mit Kraftstoff. Die Kraftstoffeinfüllpunkte befinden sich auf dem Vorderteil des Tragflügels. Jeder Tragflügel hat eine Kapazität von 30.3 US Gallonen. Sollte auf weniger als die Gesamtkapazität von 60.5 Gallonen aufgefuellt werden, ist der Kraftstoff gleichmässig zwischen den beiden Tragflügeln zu verteilen.

• WARNUNG •

Halten Sie zu jeder Zeit einen Feuerlöscher bereit.

Der Einfüllstutzen sowie der Tankwagen müssen gemeinsam mit dem Flugzeug geerdet sein, Das Flugzeug wird am besten uüer das Auspuffrohr geerdet.

Die Tanks sollten nicht gefüllt werden wenn elektrische Apparate, welche einen Funken erzeugen koennen in einem Abstand von weniger als 100 Fuss (30,5 m) in Betrieb sind.

Rauchen ist in einem Umkreis von 100 Fuss (30,5 m) während des Betankens nicht gestattet.

Während des Betankens sollten keine elektrischen Apparate oder Funkgeräte benutzt werden, es sollten auch keine elektrischen Schalter betätigt werden.

Betanken :

1. Feuerlöscher in der Nähe des zu füllenden Tanks plazieren.
2. Den Tankwagen und das Flugzeug mittels Erdungsdraht, verbinden, am Flugzeug am Auspuffrohr anbringen. Der Tankwagen muss an einem verwendbarem Erdunkspunkt geerdet sein.
3. Legen Sie eine Gummimatte um den Bereich des Einfüllpunktes auf den Tragflügel

   • Hinweis •

   Lassen sie den Einfüllstutzen nicht in Kontakt mit dem Boden des Tanks kommen. Die Tanks sollten zu jeder Zeit mindestens halbvoll sein, um so die Kondensation und Wasseransammlung in den Tanks zu vermindern. In Gebieten mit hoher Luftfeuchtigkeit muss der Kraftstoff regelmäessig auf Wasseransammlung hin überprüftwerden, und eventuell vorhandenes Wasser muss entfernt werden.
4. Entfernen sie den Tankdeckel und füllen sie die gewünschte Menge Kraftstoff ein.

   • Hinweis •

   Wenn nur ein Tank aufgefüllt wird sollte dieser nur bis zu dem selben Niveau wie der andere Tank gefüllt warden, um ein Ungleichgewicht zu vermeiden.
5. Entfernen sie den Einfüllstutzen, schliessen sie den Tankdeckel, und entfernen sie die Gummimatte.
6. Wiederholen Sie den Vorgang fuer den anderen Tank.
7. Entfernen Sie den Erdungsdraht.
8. Entfernen Sie den Feuerlöscher.

Kraftstoffverunreinigungen und Proben

Normalerweise warden Verunreinigungen des Kraftstoffs durch Fremdmaterialien wie Wasser, Schmutz, Rost, sowie Bakterien oder Pilze erzeugt. Es gibt aber auch andere Verunreinigungen, welche durch Verwendung von nicht mit dem Kraftstoff oder dem Materialien des Kraftstoffsystems kompatiblen Substanzen wie z. B. Additiven oder Chemikalien erzeugt weden. Um sicherzustellen, das keine der genannten Verunreinigungen vorhanden sind, **muss der Kraftstoff vor jedem Flug durch Entnahme einer Probe überpüeft werden**.

Es muss eine Probe von jedem der Ablassventile im Kraftstoffsystem entnommen werden, in einem durchsichtigem Probenbecher, Ablassventile befinden sich an den jeweils niedrigsten Punkten beider Haupttanks, den Sammeltanks, sowie an dem Kraftstofffiltergehäuse.

Sollte in irgendeiner der Proben Verunreinigung festgestellt werden, muss an dem jewieligen Ablass solange Kraftstoff entnommen werden, bis dieser keine Verunreinigungen mehr aufweist. Es kann hilfreich sein, das Flugzeug leicht aufzuschaukeln, um so die Verunreinigungen am Boden der Tanks bzw. der Ablasspunkte zu lösen.

Sollten auch nach mehrmaligem Probeentnahmen immer noch Verunreinigungen vorhanden sein, so darf das Flugzeug nicht geflogen werden, bevor ein Techniker konsultiert wurde, sämtlicher Kraftstoff abgelassen wurde, und die Ursache der Verunreinigungen entdeckt und korrigiert wurde, und die Tanks wieder mit sauberem, zugelassenem Kraftstoff aufgefüllt worden sind.

Um das Risiko von Verunreinigungen zu verringern, sollten Piloten sich versichern, das der Lieferant des Kraftstoffs ebenfalls regelmässig Proben entnimmt, sowie den Kraftstoff sachgemäss filtert, um die Reinheit desselben sicherzustellen.

Ebenso sollten die Tanks des Flugzeugs nach Möglichkeit immer so voll wie möglich gehalten werden, um so die Wasseransammlung im Kraftstoff durch Kondensation zu verringern.

Entleeren des Kraftstoffsystems

Der grösste Teil des Kraftstoffs kann mittels Absaugen aus den Tanks durch die Einfüllöffnungen entfernt werden, und der Rest kann durch Ablassen durch die Ablassventile entfernt werden, wobei dieselben Sicherheitsmassnahmen wie beim Betanken zu beachten sind. Im Wartungshandbuch der SR20 sind die Verfahren detalliert beschrieben.

Wartung der Batterie

Um Zugang zu der 24V Batterie zu gewinnen, muss die obere Triebwerksverkleidung entfent werden. Die Batterie ist rechts auf der Vorderseite des Brandschotts montiert. Die Entlüftung der Batterie erfolgt mittels eines säurefesten Schlauches, welcher Dämpfe sowie überschüssiges Elektrolyt nach aussen abführt.

Der Flüssigkeitspegel innerhalb der Batterie sollte nicht höher als als die Platten sein. Bevor Erfahrung ein längeres Intervall erlaubt, sollte der Flüssigkeitspegel in der Batterie alle 30 Tage überprüft werden, ebenso, dass die elektrischen Verbindungen an der Batterie fest sind und keine Korrosion aufweisen. Es darf nur mit destilliertem Wasser nachgefüllt werden, keinesfalls mit Batteriesäure.

Sollte die Batterie nicht vollständig geladen sein, so muss sie anfangs mit 4 Ampere Ladestrom geladen werden, zum Ende des Ladevorgangs mit 2 Ampere, wie im Wartungshandbuch beschrieben. Zum Laden sollte die Batterie ausgebaut werden. Schnellladung ist nicht getattet.

Battery 2 ist eine wartungsfreie, wiederaufladbare, versiegelte Blei-Säure-Batterie. Sie ist hinter dem Spant 222 im Leitwerk installiert. Da es eine versiegelte Einheit ist, besteht während der gesamten Lebensdauer der Batterie keine Notwendigkeit, den Flüssigkeits- bzw. Elektrolytpegel zu kontrollieren, oder Wasser nachzufüllen. Für das Wechsel- oder Überholungsintervall konsultieren Sie sich bitte auf das Wartungshandbuch.

Der Anschluss fuer eine externe Stromquelle befindet sich auf der linken Seite des Rumpfes gleich hinter dem Brandschott. Die detallierten Verfahren für die Wartung der Batterie sind im Wartnugshandbuch nachzulesen.

Reinigung und Instandhaltung

Reinigen der äusseren Oberflächen

• Hinweis •

Vor dem Reinigen sollte das Flugzeug im Schatten sein, damit die Oberflächen abkühlen können.

Das Flugzeug sollte nur mit Wasser und einem milden Reinigungsmittel gewaschen werden. Abrasive oder alkaline Reinigungsmittel, welche lackierte oder Kunstoffoberflächen verkratzen könnten, oder Korrosion an Metallteilen verursachen könnten, sind zu vermeiden. Bereiche, welche durch das Waschen Schaden nehmen könnten sind vorher abzudecken. Folgendes Verfahren ist anzuwenden :

1. Losen Schmutz mit Wasser abspülen..
2. Reinigungsmittel mit einem weichem Lappen ,Schwamm, oder Bürste aufbringen.
3. Um durch Motorabgase erzeugte Spuren zu entfernen, das Reinigungsmittel länger einwirken lassen.
4. Hartnäckige Öl-oder Fett-verunreinigungen kännen mit einem Naphta-gatränktem Lappen entfernt werden.
5. Alle Oberflächen gründlich mit Wasser abspülen..

Ein hochwertiges, silikonfreies Wachs aus dem Automobilbereich kann verwendet werden, um lackierte Oberflächen zu polieren und zu schützen. Zum Aufbringen sollten weiche Lappen oder Leder verwendet werden, um Kratzer zu vermeiden. An besonders ausgesetzen Bereichen, wie z.B. den Nasen der Tragflügel, kann eine zusätzliche Anwendung des Wachses Erosionsproblemen vorbeugen.

Windschutzscheibe und Seitenscheiben

Bevor die acryl-Fenster gereinigt werden, muss loser Schmutz mit Wasser abgespült werden, danach kann das Fenster mit einem weichem Lappen oder Leder gereinigt werden. Niemals auf trockenem Acryl reiben ! Kratzer oder milchige Acrylfenster können mit speziellen Polituren für Acryl behandelt werden.

• Vorsicht •

Nur auf sauberen Acryl-Fenstern arbeiten, mit einem lösungsmittelfreiem, nicht-abrasivem, anti-statischem Reinigungsmittel. Es darf kein Banzin, Alkohol, Benzol, Carbontetrachlorid, Verdünnung, Aceton, oder Renigungsmittel fuer normales Glas verwendet werden.

Nur weiche Lappen oder Fensterleder verwenden, Papierhandtücher oder Zeitungspapier sind abrasiv und beschädigen die Oberflaeche.

1. Fett oder Öl kann mit einem weichem, sauberen in Kerosin getränktem Lappen entfernt werden.

• Hinweis •

Nicht kreisförmig wischen, nur in einer auf-und abwärts Bewegung. Kreisförmiges Wischen kann zu Vignettierung fuehren

Um Kratzer durch Schmutzpartikel zu vermeiden, ist das Tuch so oft wie moeglich zu wenden oder zu falten.

2. Mit einem feuchtem, weichem Lappen oder Fensterleder alle Scheiben vorsichtig säubern..
3. Acryl-Reinigungsmittel aufbringen, immer nur in einem Bereich zur Zeit, und mit einem sauberem Baumwolltuch abwischen.
4. Scheiben mit einm trockenem, weichem Tuch oder Leder trocknen.

Motorraum

Vor Reinigungsarbeiten im Motorraum muessen die Entlueftungsöffnungen an den Zündmagneten mit etwas Klebeband abgedeckt warden, so dass kein Reinigungsmittel in des Innere der Zündmagnete gelangen kann.

1. Eine genügend grosse Wanne unter den Motor stellen.
2. Luftfilterelement ausbauen und den Triebwerkslufteinlass abdecken.
3. Bei komplett demontierter Triebwerksverleidung, den Motor mit Lösungsmittel oder mit einem Gemisch aus Lösungsmittel und Entfettungsmittel bespruehen, oder das Reinigungsmittel mit einer Bürste aufbringen. In besonders verschmutzten Bereichen mit der Bürste arbeiten.

   • Vorsicht •

   Kein Lösungsmittel in die Lichtmaschine, Vakuumpumpe, Anlasser , oder in den Lufteinlass sprühen.

4. Das Lösungsmittel 5-10 Minuten einwirken lassen, und dann mit frischem Lösungsmittel abspülen, und trocknen lassen.

   • Vorsicht •

   Das Triebwerk nicht betreiben, bevor das Lösungsmittel entfernt oder verdunstet ist.

5. Klebeband von den Entlüftungsöffnungen an den Zündmagneten entfernen..
6. Abdeckung des Lufteinlasses entfernen und Filterelement wieder installieren.
7. Bowdenzüge, Lager etc. abschmieren, wie in der Schmiertabelle im Wartungshandbuch angegeben.

Fahrwerk

Vor der Reinigung des Fahrweks das Rad und die Bremse mit Plastikfolie abdecken.

1. Eine Wanne unter das Fahrwerk stellen, um Schmutz und Reinigungsmittel aufzufangen.
2. Lösungsmittel oder ein Gemisch aus Lösungsmittel und Entfetter aufsprühen oder mit der Bürste aufbringen. In Bereichen starker Schmutzansammlung, kann es möglich sein, das mehrmals gebürstet werden muss, um alle Ablagerungen zu entfernen..
3. Reinigungsmittel 5-10 Minuten einwirken lassen, danach mit frischem Reinigungsmittel abspülen und trocknen lassen.
4. Wanne sowie Abdeckung von Rad und Bremse entfernen..
5. Fahrwerk nach Schmiertabelle abschmieren.

Reinigungsmittel	Anwendung	Hersteller/Liefearnt
Mildes Geschirrspülmittel, ohne Scheuerzusatz	Aüssere Oberflächen des Rumpfes sowie Fahrwerk	Beliebig
Reines Carnauba Wachs	Aüssere Oberflächen des Rumpfes	Beliebig
Mother's California Gold Carnauba Wachs	Aüssere Oberflächen des Rumpfes	Wal-Mart
RejeX	Aüssere Oberflächen des Rumpfes	Corrosion Technologies
WX-Block System	Aüssere Oberflächen des Rumpfes	Wings and Wheels
AeroShell Flightjacket Plexicoat	Aüssere Oberflächen des Rumpfes	ShellStore Online
XL-100 Reinigungs/ Entfettunsmittel	Aüssere Oberflächen des Rumpfes sowie Fahrwerk	Buckeye International
Stoddard PD-680 Typ II Lösungsmittel	Motorraum	Beliebig
Kerosin	Aussenflächen der Windschutz- sowie Seitenscheiben	Beliebig
Klear-to-Land	Aussenflächen der Windschutz- sowie Seitenscheiben	D.W. Davies & Co
Prist	Aussenflächen der Windschutz- sowie Seitenscheiben	Prist Aerospace
LP Aeroplastics Polioer- und Versiegelungsmittel fuer Acryl	Aussenflächen der Windschutz- sowie Seitenscheiben	Aircraft Spruce & Specialty

Abbildung 8-2
Empfohlene Reinigungsmittel fuer das Aüssere des Flugzeuges

Reinigung von Oberflächen im Innenraum

Die Sitze, Teppiche und Seitenverkleidungen sollten regelmässig mit dem Staubsauger gereinigt werden. Benutzen sie dabei eine weiche Bürste, um kleinere Schmutzpartikel zu lösen.

• Vorsicht •

Entfernen Sie alle scharfkantigen Gegenstände aus Ihren Taschen oder von Ihrer Kleidung, um Beschädigungen des Innenraumes zu vermeiden.

Windschutzscheibe und Seitenscheiben

Niemals auf trockenem Acryl reiben! Kratzer oder milchige Acrylfenster koenen mit speziellen Polituren fuer Acryl behandelt werden.

• Vorsicht •

Nur auf sauberen Acryl-Fenstern arbeiten, mit einm lösungsmittelfreiem, nicht-abrasivem, anti-statischem Reinigungsmittel. Es darf kein Benzin, Alkohol, Benzol, Carbontetrachlorid, Verdünnung, Aceton, oder Renigungsmittel fuer normales Glas verwendet werden.

Nur weiche Lappen oder Fensterleder verwenden, Papierhandtücher oder Zeitungspapier sind abrasiv und beschädigen die Oberfläche.

• Hinweis •

Kreisförmiges wischen kann zu Vignettierung fuehren, daher in einer auf-und abwärts Bewegung arbeiten..

Um Kratzer durch Schmutzpartikel zu vermeiden, ist das Tuch so oft wie möglich zu wenden oder zu falten.

1. Mit einem feuchtem, weichem Lappen oder Fensterleder alle Scheiben vorsichtig säubern..
2. Acryl-Reinigungsmittel aufbrngem, immer nur in einem Bereich zur Zeit, und mit einem sauberem Baumwolltuch abwischen.
3. Scheiben mit einem trockenem, weichem Tuch oder Leder trocknen.

Armaturenbrett und elektronische Anzeigeschirme

Das Armaturenbrett, Kontrollknöpfe und Plastikverkleidungen brauchen nur mit einem feuchtem Lappen abgewischt zu werden. Der Multifunktionsdisplay, der primäre Flugzustandsdisplay, sowie andere elektronische Anzeigedisplays werden am besten mit Optimax - LCD Screen Cleaning Solution wie folgt behandelt :

• Vorsicht •

Um ein Eindringen des Reinigungsmittels in das elektronische Bauteil zu verhindern, darf dieses nicht direkt aufgesprüht werden, sondern muss auf einen weichen Lappen gesprüht werden, mit welchem dann der Anzeigeschirm gereinigt wird.

Nur weiche Baumwolltücher oder Tücher zum Reinigen von optischen Komponenten verwenden. Papierhandtücher, oder sonstiges Papier können Kratzer auf dem Bildschirm hinterlassen.

Bildschirme nur im abgeschaltetem Zustand reinigen.

1. Bildschirm leicht mit sauberem, weichem Baumwolltuch abwischen.
2. Tuch mit dem Reinignugsmittel befeuchten..
3. Mit dem angefeuchtetem Tuch den Bildschirm abwischen, dabei nur in einer Richtung wischen, nicht kreisförmig, und nicht zu hart wischen.
4. Mit einem trockenem weichen Baumwolltuch trockenreiben.

Dach- und Seitenverkleidungen

Das Innere der Kabine kann mit einem milden Waschmittel oder mit Wasser und Seife gereinigt werden. Scheuermittel, oder scharfe oder alkaline Reinigsmittel sind zu vermeiden. Lösungsmittel oder Alkohol können Vinyl- oder Urethanteile beschädigen oder verfärben. Die Bereiche, in welchen das Reinigungsmittel Schaden anrichten könnte, abdecken. Zum Reinigen des Innenraums folgendes Verfahren verwenden :

• Vorsicht •

Reinigunsmittel welche Lösungsmittel beinhalten, oder Alkohol, sollten nicht zum Reinigen von Teilen der Innenausstattung verwendet werden. Sollten auf dem Stoff im Innenraum Lösungsmittel zum Reinigen verwendet werden, so müssen die Bereiche in welchen das Lösungsmittel Schäden verursachen könnte, abgedeckt werden.

1. Dach und- Seitenverkleidung mit einer Bürste und Staubsauger reinigen.
2. Flecken auf der Polsterung können mit einem Polsterreinigungsmittel behandelt werden. Dabei sind die Anweisungen des Herstellers zu beachten, und zu hartes Reiben oder Scheuern ist zu vermeiden.

Lederpolster und Sitze

Normalerweise ist es genug , die Lederpolster mit einem weichem, feuchtem Lappen abzuwischen. Sollte mehr Renigung benötigt werden, kann mit einem mildem Waschmittel und Wasser gereinigt wereden, sollte noch stäkeres Renigungsmittel nötig sein, ist es empfohlen. die von Cirrus verfügbaren Reinigungsmittel zu verwenden. Keine Seife verwenden, da diese Alkaline enthält, welche den pH-Pegel des Leders beeinflussen, und somit ein vorzeitiges Altern verursachen können. Bereiche in welchen das Reinigungsmittel Schäden verursachen könnte, sind abzudecken,und das folgende Verfahren ist anzuwenden :

• Vorsicht •

Reinigungsmittel, welche Lösungsmittel enthalten, sowie Alkohol dürfen nicht auf Lederpolsterung verwendet werden.

1. Lederpolster mit einer weichen Bürste und dem Staubsauger reinigen.
2. Lederposlter mit einem weichem, angefeuchtetem Tuch abwischen
3. Stark verschmutzte Lederpolster können mit von Cirrus Design verfügbaren Reinigiungsmitteln gesäubert werden. Zu starkes anfeuchten, sowie starkes Reiben ist zu vermeiden.

Teppiche

Die Teppiche werden am besten mit einer Bürste und Staubsauger gereinigt. Flecken oder starke Verschmutzungen behandelt man am besten mit normalem Haushaltsteppichreinigern.

Reinigungsmittel	Anwendung	Hersteller/Liefearnt
Prist	Innenflächen der Windschtz- sowie Seitenscheiben	Prist Aerospace
Optimax	Anzeigeschirme	PhotoDon
Mildes Geschirrspülmittel, ohne Scheuerzusatz	Kabineninneres	Beliebig
Lederpflegeset 50689-001	Lederpolster	Cirrus Design
Lederreiniger 50684-001	Lederpolster	Cirrus Design
Tintenentferner 50685-001	Lederpolster	Cirrus Design
Lederpflegemittel 50686-001	Lederpolster	Cirrus Design
Fleckentferner 50687-001	Lederpolster	Cirrus Design
Vinylreinigungsmittel 50688-001	Vinyl Panels	Cirrus Design
Vinyl- und Lederreinigungsmittel 51479-001	Vinyl- sowie Lederpolster	Cirrus Design

Abbildung 8-3
Empfohlene Reinigungsmittel fuer den Innenraum des Flugzeuges

Leerseite

Abschnitt 9
Verzeichnis der Anhänge

Teilnummer	Titel	Datum
___ 11934-S01	Garmin GMA 340 Audio System	03-31-99
___ 11934-S03 R1	Garmin GNS 430 GPS Navigator	01-31-00
___ 11934-S04	GARMIN GNC 420 GPS Navigator mit VHF COM	11-03-99
___ 11934-S05	Garmin GNC 250XL GPS Navigator mit VHF COM	03-31-99
___ 11934-S06	S-Tec System Twenty Autopilot	03-31-99
___ 11934-S07 R1	S-Tec System Thirty Autopilot	02-14-00
___ 11934-S09 R1	Zugelassene Sauerstoffsysteme	01-07-03
___ 11934-S10	Doppeltes Lichtmaschinensystem	09-28-99
___ 11934-S11	BF Goodrich WX500 Stormscope Sensor	04-12-00
___ 11934-S12	Garmin GTX 327 Transponder	12-26-00
___ 11934-S13 R1	S-Tec System 55X Autopilot	10-10-03
___ 11934-S15	Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System	08-20-01
___ 11934-S16	Sandel Avionics SN3308 Navigation Display	09-10-01
___ 11934-S21	Avidyne EX-Series Multifunction Flight Display	01-07-03
___ 11934-S25	Winterbausatz	10-10-03
___ 11934-S29	Europäischen Union zugelassene SR20 Flugzeuge	05-27-04

Von der FAA zugelassene POH-Anhänge müssen im Flugzeug griffbereit sein, wenn die entsprechende Ausrüstung installiert bzw. die jeweiligen Funktionen eingesetzt werden.

Dieses Verzeichnis der Anhänge enthält alle Anhänge, die zu dem unten links angegebenen Datum für das SR20 zur Verfügung stehen. Ein Haken (✓) in der Teilnummern-Spalte bedeutet, dass die Ausrüstung des jeweiligen Anhangs dieses POH installiert ist.

Leerseite

Abschnitt 9
Anhänge

Dieser Abschnitt des Handbuchs enthält die von der FAA zugelassenen Anhänge, die für den sicheren und effizienten Betrieb des SR20 bei Ausrüstung mit dem jeweiligen Sonderzubehör oder Verwendung der jeweiligen Sonderfunktionen notwendig sind. Anhänge sind praktisch „Mini-Handbücher“ und können Daten enthalten, die den meisten Abschnitten des Handbuchs entsprechen. Die Daten in einem Anhang ergänzen oder ersetzen ähnliche Daten im Grundhandbuch.

Auf der nächsten Seite ist ein *Verzeichnis der Anhänge* aufgeführt. Allen Anhängen für zusätzliche Ausrüstungen dieses Flugzeugs geht ein Anhangverzeichnis voran. Dieses *Verzeichnis der Anhänge* dient zugleich als Inhaltsverzeichnis für diesen Abschnitt. Wenn das Flugzeug in einem anderen Werk (nicht von Cirrus Design) durch einen STC oder eine andere zugelassene Methode modifiziert wird, muss der Besitzer sicherstellen, dass der richtige Anhang (falls zutreffend) in das Handbuch eingefügt und richtig in das *Verzeichnis der Anhänge* eingetragen wird.

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Garmin GMA 340 Audio System

Wenn die Garmin GMA 340 Audio-Schalttafel im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs (Handbuch) eingefügt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im Grundhandbuch.

• Hinweis •

Diese Revision der Ergänzung des POH vom 07-03-04 ersetzt die ursprüngliche Ausgabe dieser Ergänzung vom 03-31-99.

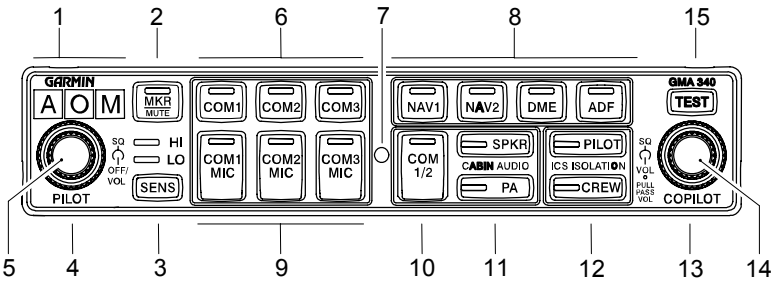
FAA Approved Joseph C Mies Date March 31, 1999

Royce H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

In diesem Anhang sind ausführliche Betriebsanweisungen für die Garmin GMA 340 Audio-Schalttafel/Intercom-Anlage mit internem Marker Beacon enthalten. Dieser Anhang deckt die grundlegenden Funktionsbereiche der Audio-Schalttafel.

- Ein / Fail-safe-Betrieb
- Audio / Transceiver-Auswahl
- Lautsprecherausgang
- Ansagefunktion (PA)
- Pers. Musikeingänge
- Intercom-Anlage (ICS)
- Marker-Beacon



SR2_FM09_11

1. Marker-Beacon-Anzeigen
2. Marker-Audiowahlknopf / LED
3. Marker-Empfindlichkeitswahlknopf
4. HI-Empfindlichkeit-LED
5. LO-Empfindlichkeit-LED
6. Pilot-Intercom-Squelch (äußerer Knopf)
7. Leistung / Intercom-Lautstärke (innerer Knopf)
8. Transceiver-Audiowahlknöpfe/ LEDs
9. Fotozelle
10. Transceiver-Audio/ Senderwahlknöpfe/ LEDs
11. Transceiver-Audio/ Senderwahlknöpfe/ LEDs
12. Geteilte COM-Taste / LED
13. Kabinen-Audiowahlknöpfe/ LEDs
14. SPKR, Kabinenlautsprecher
15. PA, Ansagefunktion
16. Intercom-Trenntasten / LEDs
17. PILOT-Intercom-Modus
18. CREW-Intercom-Modus
19. Copilot / Passagier-Intercom-Squelch (äußerer Knopf)
20. Copilot (INNEN) / Passagier (AUSSEN) Intercom-Lautstärke (innerer Knopf)
21. Anzeigertestknopf

Abbildung - 1
Audio-Schalttafel

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Im Fall eines Stromausfalls am Audio-Panel, schaltet das Audio-System auf COM 1 für das Mikrofon und Headset des Piloten zurück, um dem Piloten Sende- und Empfangsfähigkeiten zu geben.

Normale Betriebsverfahren

Siehe Abschnitt 7 - Systembeschreibung in diesem Anhang für eine vollständige Beschreibung der Funktion der Audio-Schalttafel.

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Einschalten und Fail-safe-Betrieb

Die Audio-Schalttafel ist ausgeschaltet, wenn der linke innere Knopf (PILOT) ganz nach links gedreht ist. Zum Einschalten der Einheit wird der Knopf nach rechts gedreht. Wird der Knopf über die „ON“-Einrastung nach rechts gedreht, erhöht sich die Lautstärke des Pilot-ICS (Intercom-Anlage).

Ein Fail-safe-Schaltkreis verbindet das Headset des Piloten direkt mit dem COM1-Transceiver, wenn der Strom an der Audio-Schalttafel ausfällt oder diese ausgeschaltet wird.

Test

Beim Drücken des TEST-Knopfs leuchten alle LEDs der Schalttafel auf und die Marker-Beacon-Anzeigen leuchten hell. Bei normalem Betrieb registriert eine Fotozelle, die ungefähr in der Mitte der Schalttafel montiert ist, das Raumlicht und justiert automatisch die Helligkeit der

LEDs und der Anzeigen. Die Dämmung wird durch den INST-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt.

Audio / Transceiver-Auswahl

Die Audio-Auswahl erfolgt durch die acht Druckschalter in der Mitte der Audio-Schalttafel. Alle Audio-Druckschalter werden bei jedem Drücken ein- und beim nächsten Drücken ausgeschaltet. Die gewählte Audioquelle kann an die Kopfhörer oder die Kabinenlautsprecher geleitet werden. Die Druckschalter der gewählten Audioquellen leuchten auf.

Die Audioquelle des Navigationsempfängers wird durch Drücken von NAV1, NAV2 (wenn installiert), MKR, DME (wenn installiert) oder ADF (wenn installiert) gewählt. Die Lautstärke der Navigationsempfänger wird durch den Lautstärkenregler des gewählten Geräts geregelt.

Transceiver-Audio wird durch Drücken von COM1, COM2 oder COM3 (wenn installiert) gewählt. Wenn die Audioquelle durch Drücken der COM1, COM2 und COM3 Knöpfe gewählt wird, bleibt die Audioquelle unabhängig von dem als aktive Mikrofonquelle gewählten Transceiver aktiviert.

Transceiver-Audio und MIC (Mikrofon) können durch Drücken von COM1 MIC, COM2 MIC oder COM3 MIC (wenn installiert) gewählt werden. Pilot und Copilot sind mit dem gewählten Transceiver verbunden und beiden stehen Sende- und Empfangsfunktionen zur Verfügung. Pilot und Copilot müssen jedoch zum Senden ihre eigenen Push-To-Talk (PTT) Schalter drücken. Die Funktion der Intercom-Anlage wird dadurch nicht beeinflusst. Während der Übertragungen blinken die COM MIC-LEDs des aktivierten Senders mit einer Frequenz von 1 Hz, was eine aktive Übertragung anzeigt.

Split COM Funktion

Durch Drücken des COM 1/2 Knopfes wird die Split COM Funktion aktiviert. Wenn Split Com aktiviert ist, dient das COM1 als Quelle für Mic-audio des Piloten, und COM2 als Quelle für mic-audio des Copiloten. Solange Split Com aktiviert ist, kann nicht gleichzeitig von COM1 und COM2 gesendet werden. Pilot und Copilot können aber weiterhin das Signal von COM3, NAV1, NAV2, DME, ADF, und MKR hören. Durch ein abermaliges Drücken des COM1-2 Knopfes wird die Split Com Funktion wieder deaktiviert. Solange Split Com aktiv ist, kann der Copilot über die PA Ansagen geben, während der Pilot

weiterhin unabhängig über COM1 kommunizieren kann. Dies wird durch Drücken des PA-Knopfes erreicht. Abermaliges Drücken des PA-Knopfes deaktiviert diese Funktion und das System kehrt zum normalem Split Com Betrieb zurueck.

Bei aktivierter geteilter COM-Funktion kann der Copilot über den Kabinenlautsprecher eine Ansage machen, während der Pilot COM1 weiterhin unabhängig verwenden kann. Dabei drückt der Copilot lediglich die PA-Taste, während COM 1/2 aktiviert ist. Durch erneutes Drücken der PA-Taste wird diese Funktion wieder deaktiviert und das System kehrt in den normalen, oben beschriebenen geteilten COM-Modus zurück.

COM-Swap-Modus

COM-Swap-Modus ist in dieser Installation nicht enthalten.

Lautsprecherausgang

Durch Drücken der SPKR-Taste werden die ausgewählten Funkgeräte über den Kabinenlautsprecher hörbar. Der Lautsprecherausgang wird stummgeschaltet, wenn ein COM-Mikrofon zugeschaltet wird. Die Lautsprecherlautstärke wird durch ein Zugangsloch oben in der Einheit eingestellt (*siehe Garmin-Installationshandbuch oder Flugzeugwartungshandbuch)*.

Ansagefunktion (PA)

Durch Drücken der PA-Taste auf der Audio-Schalttafel wird die Ansagefunktion aktiviert. Wenn bei aktivierter Ansagefunktion das Mikrofon des Piloten oder Copiloten zugeschaltet wird (durch Drücken von PTT) ertönt der entsprechende Mikrofonausgang über die Kabinenlautsprecher. Wenn auch die SPKR-Taste aktiviert ist, wird die vorher aktive Lautsprecheransage während der Mikrofonzuschaltung stummgeschaltet. Die Lautstärke der PA-Mikrofonlautsprecher ist durch ein Zugangsloch oben auf der Einheit einstellbar (*siehe Garmin-Installationshandbuch oder Flugzeugwartungshandbuch).*

Pers. Musikeingänge

Die Audio-Schalttafel bietet zwei separate Eingänge (Musik) für persönliche Unterhaltungsgeräte. Diese Geräte werden an den AUDIO INPUT-Buchsen an der Mittelkonsole eingesteckt. MUSIC1 wird an der AUDIO INPUT-Buchse nahe der Zubehörsteckdose eingesteckt.

MUSIC2 wird in die Buchse an der hinteren Konsole eingesteckt. Music1 wird bei allen Flugzeugfunk- sowie normalen Intercom-Aktivierungen automatisch stummgeschaltet. Music1 und Music2 werden vom aktiven ICS-Isolierungsmodus betroffen.

- Wenn die PILOT ICS-Isolierungstaste gedrückt wird, ist der Pilot vom Copiloten und von den Passagieren isoliert. In diesem Fall ist Music1 nur für den Copiloten und die Passagiere hörbar. Music1 wird durch ICS-Aktivitäten des Copiloten oder der Passagiere stummgeschaltet.
- Durch Drücken der CREW ICS-Isolierungstaste wird die Crew von Passagieren getrennt. Somit können Pilot und Copilot Music1 hören und die Passagiere hören MUSIC 2. Bei Funkaktivitäten, MKR-Aktivitäten sowie ICS-Aktivitäten des Piloten oder Copiloten wird Music1 automatisch stummgeschaltet. Music 2 wird nicht stummgeschaltet.
- Wenn PILOT und CREW ICS Isolationsmodus **nicht** gewählt ist, hören die Crew und die Passagiere MUSIC1. Bei Funkaktivitäten, MKR-Aktivitäten sowie ICS-Aktivitäten wird Music1 automatisch stummgeschaltet.

Intercom-Anlage

Die Regler der Intercom-Anlage befinden sich auf der linken Hälfte der Audio-Schalttafel. Sie bestehen aus einem Lautstärkenregler für Pilot und Copilot, einem Squelch-Regler für alle Insassen und einem Intercom-Moduswahlschalter.

Lautstärken- und Squelch-Regler

ICS-Lautstärke und VOX-geregelte Squelch-Steuerung werden durch den linken (PILOT) und rechten (COPILOT) Reglerknopf auf der Audio-Schalttafel geregelt. Die Reglerknöpfe haben folgende Funktionen:

- **Linker innerer Knopf** - Ein/Aus-Schalter und ICS-Lautstärke des Piloten. Ganz nach links ist ausgeschaltet (Klickgeräusch.
- **Linker äußerer Knopf** - Pilot ICS Mikrofon VOX Pegel. Ganz nach rechts wird das Mikrofon-Audio (VOX-Pegel), das zur Squelch-Unterdrückung notwendig ist, erhöht. Ganz nach links ist die „Hot Mic“-Stellung.
- **Rechter innerer Knopf** - Wenn der Knopf eingedrückt ist, wird durch Drehen des Knopfes die ICS-Lautstärke des Copiloten geregelt. Herausgezogen wird durch Drehen die ICS-Lautstärke für die Passagiere geregelt.
- **Rechter äußerer Knopf** - Copilot- und Passagiere Mikrofon-VOX-Pegel. Ganz nach rechts wird das Mikrofon-Audio (VOX-Pegel), das zur Squelch-Unterdrückung notwendig ist, erhöht. Ganz nach links ist die „Hot Mic“-Stellung.

Jedes Mikrofon hat einen dedizierten VOX-Schaltkreis, um sicherzustellen, dass nur das/die aktivierte/n Mikrofon/e bei Einsetzen der Rauschsperre (Squelch) gehört werden. Wenn der Ansager zu sprechen aufhört, bleibt der Intercom-Kanal noch kurz offen, um ein Schließen zwischen den Wörtern oder bei normalen Sprechpausen zu vermeiden.

Regler

Die Audio-Schalttafel enthält eine einstellbare VOX Squelch-Regelung für Pilot, Copilot und Passagiere. Da die VOX-Schaltkreise die Anzahl gleichzeitig aktivierter Mikrofone reduzieren, wird unerwünschte Hintergrundrauschen in den Kopfhörern unterdrückt. Außerdem können somit verschiedene Headsets an der gleichen Intercom-

Anlage verwendet werden. Da der Auslösepegel des VOX Squelch für die individuelle Stimme und das Mikrofon einstellbar ist, wird das Abschneiden der ersten Silben eliminiert. Nach dem letzten Wort räumt das System eine kurze Verzögerung ein, bevor sich der Kanal schließt. Dadurch wird verhindert, dass sich der Kanal bei kurzen Pausen zwischen den Wörtern schließt und eine abgebrochene Kommunikation entsteht.

Squelch-Einstellung:

1. Zum einstellen des VOX-Auslösepegels bei laufendem Motor den SQL-Knopf langsam nach rechts drehen, bis kein Motorgeräusch mehr in den Kopfhörern zu hören ist.
2. Das Mikrofon nahe an die Lippen halten und in das Mikrofon sprechen. Prüfen, ob sich der Kanal bei normalem Sprachpegel öffnet.

Intercom-Modi

Die GMA 340 bietet drei Intercom-Modi (ICS) zur Erleichterung der Arbeitslast und Minimierung der Störungen in allen Phasen des Fluges: PILOT, CREW und ALL. Der Modus wird durch die Drucktasten PILOT und CREW gewählt. Durch Drücken einer Taste wird der entsprechende ICS-Modus aktiviert. Durch erneutes Drücken der Taste wird der Modus deaktiviert. Zum Wechseln zwischen den Modi von PILOT zu CREW oder CREW zu PILOT) wird einfach die gewünschte Taste gedrückt. Der Modus ALL ist aktiviert, wenn weder PILOT noch CREW gewählt sind.

PILOT — Der Pilot ist von der Intercom-Anlage isoliert. Der Pilot kann Funk und Sidetone nur während Funkübertragungen hören. Der Copilot und die Passagiere können Intercom-Ansagen und Musik aber keine Funkübertragungen hören.

CREW — Pilot und Copilot sind auf einem Intercom-Kanal verbunden und haben ausschließlichen Zugriff auf die Funkgeräte. Sie können außerdem MUSIC1 anhören. Passagiere können sich unterhalten, ohne die Crew zu stören, und sie können MUSIC2 anhören.

ALL Alle Parteien hören Funkübertragungen, Intercom und MUSIC1. Bei Intercom-Ansagen wird die Musik automatisch leise geschaltet. Nach der Kommunikation wird die Musik allmählich wieder lauter. Der Pilot und der Copilot haben Zugriff auf die COM-Transceiver.

Die folgende Tabelle zeigt kurz gefasst, was jeder Insasse in jedem der wählbaren Intercom-Modi hört:

Modus	Pilot hört	Copilot hört	Passagier hört
PILOT	A/C Funkgeräte Pilot	Passagiere Copilot Music1	Passagiere Copilot Music1
CREW	A/C Funkgeräte Pilot/Copilot Music1	A/C Funkgeräte Copilot/Pilot Music1	Passagiere Music2
ALL	A/C Funkgerät Pilot/Copilot Passagiere Music1	A/C Funkgerät Pilot/Copilot Passagiere Music1	A/C Funkgerät Pilot/Copilot Passagiere Music1

Marker-Beacon

Der Marker Beacon Empfänger meldet dem Piloten auf visuelle und akustische Weise, wenn das Flugzeug über einen 75 MHz-Sender fliegt. Die Regler und Lampen des Marker Beacon befinden sich ganz links auf der Audio-Schalttafel.

Marker Beacon Audio wird durch Drücken der MKR-Taste gewählt. Wenn kein Marker Beacon-Signal empfangen wird, wird Marker Beacon Audio durch erneutes Drücken der MKR-Taste deselektiert. Wenn jedoch ein Marker Beacon-Signal empfangen wird, bewirkt ein erneutes Drücken der MKR-Taste, dass der Ton stummgeschaltet wird, jedoch die Lampe blinkt weiter. Bei einem dritten Drücken der MKR-Taste (bei stummgeschaltetem Marker Beacon Audio) wird Marker Beacon Audio deselektiert. Die Marker Beacon Audio

Stummschaltung wird automatisch deaktiviert, wenn das Signal nicht mehr empfangen wird.

• Hinweis •

Die Marker Beacon Lampen (O, M, A) funktionieren unabhängig und können nicht deaktiviert werden.

Marker Beacon Lampen und Audio-Zuschaltung für ILS-Anflüge sind unten zusammengefasst:

O (Blau) Äußeres Marker Licht und damit verbundener 400-Hertz-Ton. Licht und Ton treten mit einer Frequenz von zwei Tönen/Blinkern pro Sekunde auf.

M (Gelb) Mittleres Marker Licht und damit verbundener 1300-Hertz-Ton. Licht und Ton treten abwechselnd einmal kurz und einmal lang auf.

A (Weiß) Airway/Inneres Marker Licht und damit verbundener 3000-Hertz-Ton. Licht und Ton treten mit einer Frequenz von sechs Mal pro Sekunde auf.

Marker Beacon-Empfindlichkeit

Die SENS Taste auf der linken Seite der Schalttafel wird zum Einstellten der Empfindlichkeit des Marker Beacon-Empfängers verwendet. Die gewählte Empfindlichkeit wird durch Aufleuchten der HIGH oder LOW LED angezeigt. Wenn HIGH gewählt ist, ertönt der äußere Marker Beacon Ton in einem weiteren Feld. Durch Wählen von LOW an diesem Punkt, wird eine genauere Lage des äußeren Markers erzielt. Meistens wird HIGH gewählt, bis der äußere Marker-Ton hörbar ist, dann wird auf LOW geschaltet, um eine genauere äußere Marker-Lage zu erzielen.

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Garmin GNS 430 GPS Navigator

Wenn ein Garmin GNS 430 GPS Navigator mit NAV, ILS und COM im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

• Hinweis •

Diese Anhangsänderung zum Pilotenhandbuch mit Datum vom 31. Januar 2000 überholt und ersetzt die Originalausgabe vom 31. März 1999. Diese Änderung enthält zusätzliche notwendige Daten für einen zweiten GARMIN 430 GPS.

FAA Approved Joseph C Muiss Date 1/31/2000

for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

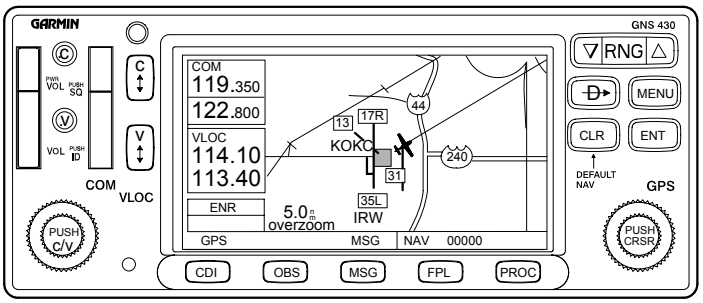
Das Flugzeug ist mit einem Garmin GNS 430 GPS Navigator mit VHF Nav, ILS und VHF COM ausgestattet (hiernach als „Navigator“ bezeichnet). Der GNS 430 bietet IFR Reise-, Terminal- und Anflugnavigation mit einer Positionsgenauigkeit von mindestens 15 m. Das System verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung.

Der GARMIN GNS 430 GPS Navigator kann als Einzel- oder Doppelinstallation eingesetzt werden. Wenn ein GNS 430 installiert ist, wird er als ‘GPS 1’ bezeichnet. Ist ein GARMIN GNC 250XLGPS Navigator oder ein GARMIN GNC 420 GPS Navigator installiert, wird dieser als GPS 2 bezeichnet. Eine Beschreibung dieser Einheiten ist den entsprechenden Anhängen zu entnehmen.

Wenn zwei GARMIN GNS 430 Navigatoren installiert sind, wird die obere Einheit als ‘GPS 1’ und die untere Einheit als ‘GPS 2’ bezeichnet. Bei diesen Installationen zeigt der ARNAV ICDS 2000 und der HSI die GPS 1-Informationen an. Auf dem CDI (VOR/LOC/ILS/GS Indikator) werden die GPS 2-Informationen angezeigt.

• Hinweis •

Eine genaue Beschreibung der GPS 430 Integration in verschiedene Konfigurationen ist im Abschnitt GPS 430 INTEGRATION unter NORMALE VERFAHREN in diesem Anhang enthalten.



SR2_FM09_1109

Abbildung - 1
Garmin GNS 430 Front-Panel

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Unter der Voraussetzung, dass der GPS Navigator ausreichend nutzbare Signale empfängt, erfüllt er die folgenden Genauigkeitsspezifikationen:

1. VFR/IFR, Reiseflug, Terminal und Instrumentanflug (GPS, VOR), d.h. Reiseflug, Terminal und Instrumentenanflug innerhalb der USA. National Airspace System, North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification (MNPS) Flugraum unter Verwendung des WGS-84 (oder NAD 83) Coordinate Reference Datum gemäß den Kriterien von AC 20-138, AC 91-49 und AC 120-33. Navigationsdaten basieren auf der ausschließlichen Verwendung des Global Positioning System (GPS) der USA.
2. Die Garmin GNS 430 Pilot's Guide and Reference, Teilnr. 190-00140-00, Änderung A vom Dezember 1998 (oder spätere Änderung) muss der Crew direkt zur Verfügung stehen, wenn die Navigation auf der Verwendung des GPS Navigator basiert. Der im Pilot's Guide angegebene Softwarestatus muss mit dem auf dem Gerät angezeigten Status übereinstimmen.
3. Der Navigator muss Softwareversion 2.XX verwenden (wobei X eine Zahl ist, 0-9).
4. IFR-Reiseflug- und Terminalnavigation darf nicht verwendet werden, bis der Pilot den aktuellen Stand der Datenbank oder die Genauigkeit jedes Waypoint durch Referenzierung der aktuellen genehmigten Daten bestätigt.
5. GPS-Instrumentanflüge müssen gemäß den genehmigten Instrumentanflugverfahren, die aus der Navigator NavData-Datenbank eingeholt werden, durchgeführt werden. Die Datenbank muss immer die aktuellen Updates enthalten.
    a. Instrumentenanflüge müssen im Approach-Modus erfolgen und RAIM muss am Final Approach Fix verfügbar sein.
    b. Durchführung von ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF und MLS Anflügen sind im GPS-Modus nicht zulässig.
    c. Wenn unter den anwendbaren Betriebsregeln ein alternativer Flughafen gefordert wird, muss dieser mit einem anderen Approach als GPS-Navigation angeflogen werden, das Flugzeug muss funktionsfähige, für diese Navigationshilfe

geeignete Geräte verwenden und die verwendete Navigationshilfe muss funktionsfähig sein.

6. Das Flugzeug muß über andere genehmigte Navigationsgeräte verfügen und entsprechend der Flugroute verwenden.

Abschnitt 3 - Notverfahren

1. Wenn GPS Navigator-Informationen nicht verfügbar oder ungültig sind, müssen andere funktionsfähige Navigationsgeräte eingesetzt werden.
2. Wenn die Meldung „RAIM NOT AVAILABLE“ oder „RAIM POSITION WARNING“ angezeigt wird, kann die GPS-Anlage weiterhin zur Navigation eingesetzt oder eine alternative Navigationsmethode entsprechend der jeweiligen Route und Flugphase verwendet werden. Wenn die GPS Navigation weiter verwendet wird, muss die Position alle 15 Minuten unter Verwendung eines anderen für IFR zugelassenen Navigationssystems bestätigt werden.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Der GARMIN GNS 430 Navigator ist als Einzel- oder Doppelinstallation erhältlich. Die Verfahren für jede Einheit einer Doppelinstallation sind identisch. Die Integrationsunterschiede bei der Installation von einem oder von zwei Einheiten sind in den Abschnitten zur GNS 430 Integration in diesem Anhang beschrieben. Normale Betriebsverfahren sind in der GARMIN GNS 430 Pilot's Guide und Reference, Teilnr. 190-00140-00, Änderung A vom Dezember 1998 (oder neuere Änderung) beschrieben.

GPS aktivieren

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN
3. Navigator COM/ Ein-Schalter ..... Auf ON drehen

   Der Navigator zeigt eine Willkommensmeldung an, während ein Selbsttest durchgeführt wird. Nach erfolgreichem Abschluss des Selbsttests fordert der Navigator zur Bestätigung der NavData-Datenbank auf, erfasst die Position und zeigt dann die erfasste Position auf dem Navigator-Display und auf dem ARNAV-Display an.

• Hinweis •

Der Navigator ist nicht mit einem Luft- und Brennstoffdaten-Computer verbunden. Eingaben für Brennstoff an Bord und Brennstoffffluss müssen manuell erfolgen, damit die Brennstoffplanungsfunktion der AUX-Seiten verwendet werden kann.

Der GPS Navigator verwendet die Höheninformationen des Höhendigitalisierers (Encoder) zur Optimierung der Höhendaten.

GNS 430 Integration

Der GNS 430 Navigator kann in drei Konfigurationen in die SR20 Avionik integriert werden:

1. Einzelner GARMIN GNS 430 (GPS 1) mit Verbindung zum CDI und ARNAV ICDS 2000 Multifunction Display und ein GARMIN GNC 250XL (GPS 2) ohne Integration in einen externen Anzeiger.
   a. Bei dieser Konfiguration wird die CDI-Taste am GARMIN GNS 430 (GPS 1) gedrückt, um abwechselnd GPS oder NAV für die Anzeige auf dem CDI zu wählen. Bei jedem Tastendruck wird die jeweils andere Anzeige gewählt. Die CDI-Quelle wird durch Aufleuchten der Meldung „GPS“ oder „VLOC“ in der linken unteren Ecke des GNS 430 Displays aufgezeigt.

• Hinweis •

Der CDI zeigt die Kursabweichung von einem VOR, Localizer (LOC) oder Glideslope (G/S) an, wenn VLOC als Display gewählt ist. Er zeigt GPS Trackabweichungen an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist.

   b. GPS 2 ist bei dieser Konfiguration ein GARMIN GNC 250XL GPS Navigator mit VHF COM. Diese Einheit zeigt GPS-Daten nur auf dem Display der Einheit an und ist nicht mit einem externen Anzeiger verbunden. Siehe SR20 POH Anhang zum GARMIN GNC 250XL GPS Navigator, Teilnr. 11934-S05.
2. Ein GARMIN GNS 430 (GPS 1), der mit dem HSI und ARNAV ICDS 2000 Multifunction Display verbunden ist, und ein GARMIN GNC 420 (GPS 2), der mit dem CDI (VOR/LOC) Anzeiger verbunden ist.

a. Bei dieser Konfiguration wird die CDI-Taste am GARMIN GNS 430 (GPS 1) gedrückt, um abwechselnd GPS oder NAV für die Anzeige auf dem HSI und MFD zu wählen. Bei jedem Tastendruck wird die jeweils andere Anzeige gewählt. Die HSI-Quelle wird durch Aufleuchten der Meldung „GPS“ oder „VLOC“ in der linken unteren Ecke des GNS 430 Displays aufgezeigt.

• Hinweis •

Der HSI zeigt Kursabweichungen von einem VOR, Localizer (LOC) oder Glideslope (G/S) an, wenn VLOC die Navigationsquelle ist. Er zeigt GPS-Trackabweichungen an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist.

b. Bei dieser Konfiguration ist GPS 2 ein GARMIN GNC 420 GPS Navigator, der mit dem CDI (VOR/LOC Anzeiger) verbunden ist. Diese Einheit zeigt GPS-Daten auf dem Display der Einheit und auf dem externen CDI (VOR/LOC Anzeiger) an. Siehe SR20 POH Anhang zum GARMIN GNC 420 GPS Navigator, Teilnr. 11934-S06.

3. Es sind zwei GARMIN GNS 430 Einheiten installiert. Bei dieser Konfiguration ist GPS 1 die obere GNS 430 Einheit in der Konsole und GPS 2 die untere GNS 430 Einheit.

a. Bei dieser Konfiguration ist GPS 1 ein GARMIN GNS 430 GPS Navigator mit VHF COM-Verbindung mit dem HSI und ARNAV ICDS 2000 Multifunction Display (MFD). Durch Drücken der CDI-Taste am GPS 1 wird abwechselnd GPS oder NAV für die Anzeige auf dem HSI und MFD gewählt. Mit jedem Tastendruck wird die jeweils andere Anzeige gewählt. Die HSI-Quelle wird durch Aufleuchten der Meldung „GPS“ oder „VLOC“ in der linken unteren Ecke des GNS 430 Displays aufgezeigt.

• Hinweis •

Der HSI zeigt Kursabweichungen von einem VOR, Localizer (LOC) oder Glideslope (G/S) an, wenn VLOC die Navigationsquelle ist. Er zeigt GPS-Trackabweichungen an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist.

b. Bei dieser Konfiguration ist GPS 2 ein GARMIN GNS 430 GPS Navigator mit VHF COM-Verbindung zum CDI (VOR/ LOC/ILS/GS Anzeiger). Durch Drücken der CDI-Taste am GPS 2 wird abwechselnd GPS oder NAV für die Anzeige auf dem CDI gewählt. Mit jedem Tastendruck wird die jeweils andere Anzeige gewählt. Die HSI-Quelle wird durch Aufleuchten der Meldung „GPS“ oder „VLOC“ in der linken unteren Ecke des GNS 430 Displays aufgezeigt.

• Hinweis •

Der CDI zeigt Kursabweichungen von einem VOR, Localizer (LOC) oder Glideslope (G/S) an, wenn VLOC die Navigationsquelle ist. Er zeigt GPS-Trackabweichungen an, wenn GPS als Navigationsquelle gewählt ist.

GPS deaktivieren

1. Navigator COM/ Einschalter .....Nach links auf „OFF“ drehen

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Dieser Anhang enthält eine allgemeine Beschreibung des Garmin GNS 430, dessen Betrieb und der SR20-Verbindung. Eine genauere Beschreibung des GNS 430 und komplette Betriebsanweisungen finden Sie in der Garmin GNS 430 Pilot's Guide and Reference, Teilnr. 190-00140-00, Änderung A vom Dezember 1998 (oder neuere Änderung).

In den folgenden Abschnitten werden eine GARMIN GNS 430 Einheit und deren Funktionen beschrieben. Wenn eine zweite GNS 430 Einheit installiert ist, funktioniert diese genau wie die erste, außer dass der GPS Navigator als ‘GPS 2’, der NAV Empfänger als ‘NAV 2’ und der VHF COM Empfänger als

'COM 2' bezeichnet werden. Der GPS 2 GPS Navigator und VHF NAV werden über den Avionik-Hauptschalter und den 5-A-Leistungsschalter (GPS2) am Avionics Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.28 V Gleichstrom für den Transceiver wird über den Avionik-Hauptschalter und den 7,5-A-Leistungsschalter (COM2) am Avionics Non-Essential Bus geliefert.

GNS 430 Integriertes GPS/NAV/COM System

Dieses Flugzeug ist mit einem GNS 430 integrierten GPS Navigator, NAV Empfänger und COM Transceiver ausgestattet. Der GPS Navigator besteht aus einem GPS Empfänger, einem Navigationscomputer und einer Jeppesen NavData Datenbank. Alle Komponenten sind in der GNS 430 Einheit enthalten, die in der Mittelkonsole installiert ist. Die GPS-Einheit wird als 'GPS 1' bezeichnet. Ein VHF NAV Empfänger und Tuner für den Empfang von VHF Omnirange (VOR), Localizer (LOC) und Glideslope (G/S) ist ebenfalls in die Einheit integriert. Der NAV Empfänger wird als 'NAV 1' bezeichnet. Daneben ist ein VHF COM Empfänger (als 'COM 1' bezeichnet) in die Einheit integriert. Alle Tuning- und Anzeigefunktionen für GPS, NAV und COM befinden sich auf der Schalttafel und dem Display des GNS 430 in der Mittelkonsole. In den folgenden Abschnitten sind die GPS-, NAV- und COM-Funktionen dieser Einheit beschrieben. Eine genaue Beschreibung und Betriebsanweisungen sind in der Garmin GNS 430 Pilot's Guide and Reference enthalten.

GPS Navigator

Der Garmin GNS 430 GPS Navigator ist das primäre System (GPS 1), ist IFR-zugelassen und ist mit dem HSI (oder HSI) und ARNAV beweglichen Kartendisplay des Flugzeugs verbunden. Normalerweise dient der zweite GPS Navigator als Reserve und ist nur für VFR zugelassen. Wenn der zweite GPS ebenfalls ein Garmin 430 ist, ist er mit dem CDI verbunden und ebenfalls für IFR zugelassen. Der Garmin GPS 430 bietet IFR Reise-, Terminal- und Anflugnavigation mit einer Positionsgenauigkeit von mindestens 15 m. Das System verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung. Die GPS

1 Antenne befindet sich unter dem Kabinendach entlang der Mittellinie des Flugzeugs und die GPS 2 Antenne befindet sich unter dem Blendschutz. Alle GPS Navigatorsteuerungen und -funktionen sind auf Schalttafeln an der Vorderseite des GNS 430 an der Mittelkonsole zugänglich. Die Schalttafeln enthalten Funktionstasten, Schalter, MSG- und Nav-Statusanzeigen, ein farbiges LCD-Display, zwei konzentrische Wahlknöpfe an jedem Panel und einen Jeppesen NavData Kartensteckplatz in jedem Panel. Der GNS 430 Navigator wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (GPS1) am Avionics Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Die Jeppesen Navigationsdatenbank bietet Zugriff auf Daten über Flughäfen, Anflüge, Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrivals (STARs), VORs, NDBs, Intersections, Mindesthöhen, Controlled Airspace Advisories und Frequenzen. Nordamerikanische und internationale Datenbanken sind verfügbar. Die Datenbankinformationen werden auf einer Karte geliefert, die einfach in den Kartensteckplatz der GPS-Einheit eingesteckt wird. Abonnementinformationen liegen jedem System bei.

Navigations-Empfänger (Nav)

Der Garmin GNS 430 ist ein integrierter Navigations-Empfänger (NAV) mit VHF Omnirange/Localizer (VOR/LOC) und Glideslope (G/S) Fähigkeit. Der VOR/LOC Empfänger empfängt in einem Frequenzbereich von 108.000 MHz bis 117.950 MHz mit 50 kHz Kanalabstand. Glideslope wird von 329.150 bis 335.000 in 150-kHz-Schritten empfangen. Die Nav-Empfänger-Regler sind in die Garmin GNS 430 Schalttafel auf der Mittelkonsole integriert. Der Empfänger bietet eine Anzeige der aktiven und Standby-Frequenzen, einen Frequenzspeicher und einen Knopf für die Frequenzauswahl. Ein IDENT-Audioausgang für VOR und LOC steht ebenfalls zur Verfügung. Die Nav-Antenne ist oben auf dem vertikalen Ende montiert.28 V Gleichstrom für den Betrieb des Navigationsempfängers wird durch den Avionik-Hauptschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt und über einen 5-A-Leistungsschalter (GPS1) am Avionics Essential Bus zugeführt. Das Flugzeug ist mit einem Garmin GNS 430 integrierten GPS Navigator, Navigationsempfänger (NAV) mit VHF Omnirange/Localizer (VOR/LOC) und Glideslope Empfänger ausgestattet.

Kommunikations-Transceiver (COM)

Der GNS 430 beinhaltet einen digital einstellbaren integrierten VHF COM Transceiver (COM). Der Transceiver und die integrierten Regler sind an der Garmin GNS 430 Einheit montiert. Der Transceiver empfängt alle Schmal- und Breitband-VHF-Übertragungen innerhalb eines Frequenzbereichs von 118.000 MHz bis 136.975 MHz in 25.0 kHz-Schritten (720 Kanäle). Für den Betrieb in Europa kann der COM für 8,33 kHz-Kanalabstand konfiguriert werden (2280 Kanäle). Die Einstellregler befinden sich mit den NAV-Reglern auf der linken Seite des GNS 430 Front-Panel. Zur Einstellung der Frequenz werden der große und kleine konzentrische Knopf gedreht, um eine Standby-Frequenz zu wählen und diese dann in das aktive Fenster zu übertragen. Das COM-Frequenz-Anzeigefenster befindet sich in der oberen linken Ecke des GNS 430 Displays. Der automatische Abgleich erfolgt durch Eingabe einer Frequenz über ein Menü. Die COM 1 Antenne befindet sich über der Kabine auf der Mittellinie des Flugzeugs. 28 V Gleichstrom für den Transceiverbetrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter geregelt und über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM1) am Avionics Essential Bus geliefert.

Pilotenhandbuch und

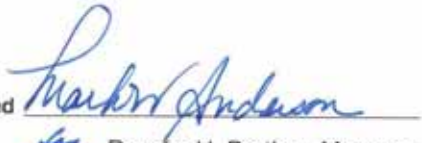
Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

GARMIN GNC 420 GPS Navigator mit VHF COM

Wenn ein GARMIN GNS 420 GPS Navigator mit VHF COM im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved  Date NOV 03 1999

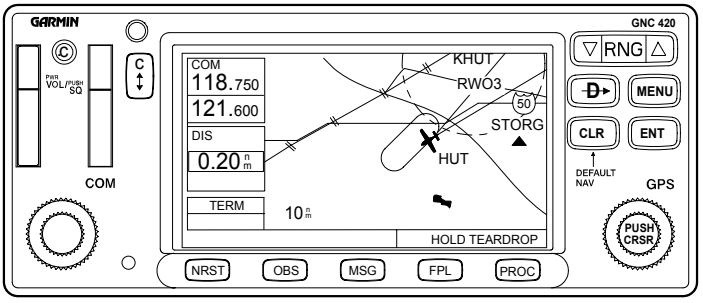
for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Das Flugzeug ist mit einem GARMIN GNS 420 GPS Navigator mit VHF COM ausgestattet (hiernach als „Navigator“ bezeichnet). Der GNS 420 bietet IFR Reise-, Terminal- und Anflugnavigation mit einer Positionsgenauigkeit von mindestens 15 m. Das System verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung.

Unter der Voraussetzung, dass der GPS Navigator ausreichend nutzbare Signale empfängt, erfüllt er die folgenden Genauigkeitsspezifikationen:

VFR/IFR, Reiseflug, Terminal und Instrumentanflug (GPS), d.h. Reiseflug, Terminal und Instrumentenanflug innerhalb der USA. National Airspace System, North Atlantic Minimum Navigation Performance Specification (MNPS) Flugraum unter Verwendung des WGS-84 (oder NAD 83) Coordinate Reference Datum gemäß den Kriterien von AC 20-138, AC 91-49 und AC 120-33. Navigationsdaten basieren auf der ausschließlichen Verwendung des Global Positioning System (GPS) der USA.



SR2_FM09_1109

Abbildung - 1
Garmin GNC 420 Front-Panel

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die Garmin GNS 430 Pilot's Guide and Reference, Teilnr. 190-00140-00, Änderung A vom Dezember 1998 (oder spätere Änderung) muss der Crew direkt zur Verfügung stehen, wenn die Navigation auf der Verwendung des GPS Navigator basiert. Der im Pilot's Guide angegebene Softwarestatus muss mit dem auf dem Gerät angezeigten Status übereinstimmen.
2. Der Navigator muss Softwareversion 2.XX verwenden (wobei XX 08 oder höher sein muss).
3. IFR-Reiseflug- und Terminalnavigation darf nicht verwendet werden, bis der Pilot den aktuellen Stand der Datenbank oder die Genauigkeit jedes Waypoint durch Referenzierung der aktuellen genehmigten Daten bestätigt.
4. GPS-Instrumentanflüge müssen gemäß den genehmigten Instrumentanflugverfahren, die aus der Navigator NavData-Datenbank eingeholt werden, durchgeführt werden. Die Datenbank muss immer die aktuellen Updates enthalten.
    a. Instrumentenanflüge müssen im Approach-Modus erfolgen und RAIM muss am Final Approach Fix verfügbar sein.
    b. Durchführung von ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF und MLS Anflügen sind im GPS-Modus nicht zulässig.
    c. Wenn unter den anwendbaren Betriebsregeln ein alternativer Flughafen gefordert wird, muss dieser mit einem anderen Approach als GPS-Navigation angeflogen werden, das Flugzeug muss funktionsfähige, für diese Navigationshilfe geeignete Geräte verwenden und die verwendete Navigationshilfe muss funktionsfähig sein.
5. Das Flugzeug muß über andere genehmigte Navigationsgeräte verfügen und entsprechend der Flugroute verwenden.

Abschnitt 3 - Notverfahren

1. Wenn GPS Navigator-Informationen nicht verfügbar oder ungültig sind, müssen andere funktionsfähige Navigationsgeräte eingesetzt werden.
2. Wenn die Meldung „RAIM NOT AVAILABLE“ oder „RAIM POSITION WARNING“ angezeigt wird, kann die GPS-Anlage weiterhin zur Navigation eingesetzt oder eine alternative Navigationsmethode entsprechend der jeweiligen Route und Flugphase verwendet werden. Wenn die GPS Navigation weiter verwendet wird, muss die Position alle 15 Minuten unter Verwendung eines anderen für IFR zugelassenen Navigationssystems bestätigt werden.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Normale Betriebsverfahren sind in der GARMIN GNS 420 Pilot's Guide und Reference, Teilnr. 190-00140-20, Änderung A vom Juli 1999 (oder neuere Änderung) beschrieben.

GPS aktivieren

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN
3. Navigator COM/ Ein-Schalter ..... Auf ON drehen

   Der Navigator zeigt eine Willkommensmeldung an, während ein Selbsttest durchgeführt wird. Nach erfolgreichem Abschluss des Selbsttests fordert der Navigator zur Bestätigung der NavData-Datenbank auf, erfasst die Position und zeigt dann die erfasste Position auf dem Navigator-Display an.

   • Hinweis •

   Der Navigator ist nicht mit einem Luft- und Brennstoffdaten-Computer verbunden. Eingaben für Brennstoff an Bord und Brennstoffffluss müssen manuell erfolgen, damit die Brennstoffplanungsfunktion der AUX-Seiten verwendet werden kann.

Der GPS Navigator verwendet die Höheninformationen des Höhendigitalisierers (Encoder) zur Optimierung der Höhendaten.

Externe GPS Kursanzeige

GNC 420 GPS Kursinformationen werden auf dem CDI des Flugzeugs angezeigt.

• Hinweis •

Da der GNC 420 keine ILS-Ausgänge hat, kann der CDI in dieser Installation keine Glideslope-Informationen anzeigen.

GPS deaktivieren

1. Navigator COM/ Einschalter .....Nach links auf „OFF“ drehen

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Dieser Anhang enthält eine allgemeine Beschreibung des GARMIN GNS 420, dessen Betrieb und der SR20-Verbindung. Eine genauere Beschreibung des GNC 420 und komplette Betriebsanweisungen finden Sie in der GARMIN 420 Pilot's Guide and Reference, Teilnr. 190-00140-20, Änderung A vom Juli 1999 (oder neuere Änderung).

GNC 420 Integriertes GPS/COM System

Dieses Flugzeug ist mit einem GNC 420 integrierten GPS Navigator und COM Transceiver ausgestattet. Der GPS Navigator besteht aus einem GPS Empfänger, einem Navigationscomputer und einer Jeppesen NavData Datenbank. Alle Komponenten sind in der GNS 420 Einheit enthalten, die in der Mittelkonsole installiert ist. Der GPS wird als ‘GPS 2.’ bezeichnet. Daneben ist ein VHF COM Empfänger (als 'COM 2' bezeichnet) in die Einheit integriert. Alle Tuning- und

Anzeigefunktionen für GPS und COM befinden sich auf der Schalttafel und dem Display des GNS 420 in der Mittelkonsole. In den folgenden Abschnitten sind die GPS- und COM-Funktionen dieser Einheit beschrieben. Eine genaue Beschreibung und Betriebsanweisungen sind in der GARMIN GNS 420 Pilot's Guide and Reference enthalten.

GPS Navigator

Der GARMIN GNC 420 GPS Navigator ist das sekundäre System (GPS 2), ist IFR-zugelassen und mit dem CDI des Flugzeugs verbunden. Der GARMIN GPS 420 bietet IFR Reise-, Terminal- und Anflugnavigation mit einer Positionsgenauigkeit von mindestens 15 m. Das System verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung. Die GPS 2 Antenne befindet sich unter dem Blendschutz entlang der Mittellinie des Flugzeugs. Alle GPS Navigatorsteuerungen und -funktionen sind auf Schalttafeln an der Vorderseite des GNS 420 an der Mittelkonsole zugänglich. Die Schalttafeln enthalten Funktionstasten, Schalter, MSG- und Nav-Statusanzeigen, ein farbiges LCD-Display, zwei konzentrische Wahlknöpfe an jedem Panel und einen Jeppesen NavData Kartensteckplatz in jedem Panel. Der GNC 420 Navigator wird über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (GPS2) am Avionics Essential Bus mit 28 V Gleichstrom versorgt.

Die Jeppesen Navigationsdatenbank bietet Zugriff auf Daten über Flughäfen, Anflüge, Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrivals (STARs), VORs, NDBs, Intersections, Mindesthöhen, Controlled Airspace Advisories und Frequenzen. Nordamerikanische und internationale Datenbanken sind verfügbar. Die Datenbankinformationen werden auf einer Karte geliefert, die einfach in den Kartensteckplatz der GPS-Einheit eingesteckt wird. Abonnementinformationen liegen jedem System bei.

Kommunikations-Transceiver (COM)

Der GNC 420 beinhaltet einen digital einstellbaren integrierten VHF COM Transceiver (COM). Der Transceiver und die integrierten Regler sind an der GARMIN GNS 420 Einheit montiert. Der Transceiver empfängt alle Schmal- und Breitband-VHF-Übertragungen innerhalb eines Frequenzbereichs von 118.000 MHz bis 136.975 MHz in 25.0

kHz-Schritten (720 Kanäle). Für den Betrieb in Europa kann der COM für 8,33 kHz-Kanalabstand konfiguriert werden (2280 Kanäle). Die Abgleichregler befinden sich auf der linken Seite des GNC 420 Front-Panel. Zur Einstellung der Frequenz werden der große und kleine konzentrische Knopf gedreht, um eine Standby-Frequenz zu wählen und diese dann in das aktive Fenster zu übertragen. Das COM-Frequenz-Anzeigefenster befindet sich in der oberen linken Ecke des GNS 420 Displays. Der automatische Abgleich erfolgt durch Eingabe einer Frequenz über ein Menü. Die COM 2 Antenne befindet sich unter der Kabine auf der Mittellinie des Flugzeugs. 28 V Gleichstrom für den Transceiverbetrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter geregelt und über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM2) am Avionics Non-Essential Bus geliefert.

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Garmin GNC 250XL GPS Navigator mit VHF COM

Wenn ein GARMIN GNC 250XL GPS Navigator mit VHF COM im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

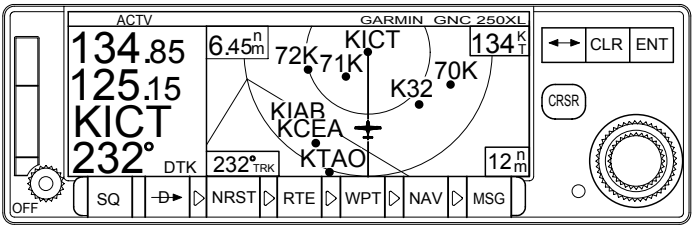
FAA Approved Joseph C Miess Date March 31, 1999

for Royce H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Das Flugzeug ist mit einem Garmin GNC 250XL GPS Navigator mit VHF COM ausgestattet (hiernach als Navigator bezeichnet). Der GNC 250XL verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung. Der VHF COM Transceiver ermöglicht die Kommunikation mit Air Traffic Control.

Unter der Voraussetzung, dass der GPS Navigator ausreichend nutzbare Signale empfängt, erfüllt er die Genauigkeitsspezifikationen nach AC 20-138 für VFR-Flug. Zur Navigation wird das WGS-84 (NAD-83) Coordinate Reference Datum verwendet. Navigationsdaten basieren auf der ausschließlichen Verwendung des Global Positioning System (GPS) der USA.



SR2_FM09_1110

Abbildung - 1
Garmin GNC 250XL Front-Panel

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die Garmin GNC 250XL Pilot's Guide and Reference, Teilnr. 190-00067-60, Änderung A vom März 1998 (oder spätere Änderung) muss der Crew direkt zur Verfügung stehen, wenn die Navigation auf der Verwendung des GPS Navigator basiert.
2. Der Navigator muss Softwareversion 2.X verwenden (wobei X eine Zahl ist, 0-9).
3. Die Verwendung des GNC 250XL ist auf VFR-Navigation begrenzt.

Abschnitt 3 - Notverfahren

1. Wenn GPS Navigator-Informationen nicht verfügbar oder ungültig sind, müssen andere funktionsfähige Navigationsgeräte eingesetzt werden.
2. Wenn die Meldung „RAIM POSITION WARNING“ angezeigt wird, muss sofort auf eine alternative Navigationsmethode für die vorliegende Route und Flugphase gewechselt werden.
3. Wenn die Meldung „RAIM NOT AVAILABLE“ angezeigt wird, kann die GPS-Anlage weiterhin zur Navigation eingesetzt oder eine alternative Navigationsmethode entsprechend der jeweiligen Route und Flugphase verwendet werden. Wenn die GPS Navigation weiter verwendet wird, muss die Position alle 15 Minuten unter Verwendung eines anderen für IFR zugelassenen Navigationssystems bestätigt werden.
4. Bei einem Notfall während des Fluges kann die COM-Transfertaste zwei (2) Sekunden lang gedrückt werden, um eine Notfrequenz von 121.500 MHz in das aktive Frequenzfenster zu setzen.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Normale Betriebsverfahren sind in der Garmin GNC 250XL Pilot's Guide und Reference, Teilnr. 190-00067-60, Änderung A vom März 1997 (oder neuere Änderung) beschrieben.

GPS aktivieren

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN
3. Navigator COM/ Ein-Schalter ..... Auf ON drehen

   Der Navigator zeigt eine Willkommensmeldung an, während ein Selbsttest durchgeführt wird. Nach erfolgreichem Abschluss des Selbsttests fordert der Navigator zur Bestätigung der NavData-Datenbank auf, erfasst die Position bei gleichzeitiger Anzeige des Satellitenstatus und zeigt dann die erfasste Position auf dem Navigator-Display an.

GPS deaktivieren

1. Navigator COM/ Einschalter.....Nach links auf „OFF“ drehen

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Änderung

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Dieser Anhang enthält eine allgemeine Beschreibung des Garmin GNC 250XL, dessen Betrieb und der SR20-Verbindung. Eine genauere Beschreibung des GNC 250XL und komplette Betriebsanweisungen finden Sie in der *Garmin 420 Pilot's Guide and Reference*, Teilnr. 190-00067-60, Änderung A vom März 1997 (oder neuere Änderung).

GNC 250XL Integriertes GPS/NAV/COM System

Dieses Flugzeug ist mit einem GNC 250XL integrierten GPS Navigator und COM Empfänger ausgestattet. Der GPS Navigator besteht aus einem GPS Empfänger und einer Jeppesen NavData Datenbank. Alle Komponenten sind in der GNC 250XL Einheit enthalten, die in der Mittelkonsole installiert ist. Der GPS wird als 'GPS 2' bezeichnet. Daneben ist ein VHF COM Empfänger in die Einheit integriert und als COM 2 bezeichnet. Alle Tuning- und Anzeigefunktionen für GPS und COM befinden sich auf der Schalttafel und dem Display des GNC 250XL in der Mittelkonsole. In den folgenden Abschnitten sind die GPS- und COM-Funktionen dieser Einheit beschrieben. Eine genaue Beschreibung und Betriebsanweisungen sind in der *Garmin GNC 250XL Pilot's Guide and Reference* enthalten.

GPS Navigator

Der Garmin GNC 250XL GPS Navigator dient als Reserve für den GNS 430 Navigator und ist nur für VFR zugelassen. Das System verwendet das Global Positioning System (GPS) Satellitennetz zur Erfassung der Flugzeugposition (Breitengrad, Längengrad, Höhe) und den Höhendigitalisierer zur Optimierung der Höhenberechnung. Die GPS Antenne befindet sich unter dem Blendschutz hinter dem MFD. Alle GPS Navigatorsteuerungen und -funktionen sind auf Schalttafeln an der Vorderseite des GNC 250XL an der Mittelkonsole zugänglich. Die Schalttafeln enthalten Funktionstasten, Schalter, MSG- und Nav-Statusanzeigen, ein farbiges LCD-Display, zwei konzentrische Wahlknöpfe und einen Jeppesen NavData Kartensteckplatz in jedem Panel. Der GNC 250XL Navigator wird über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM 2) am Avionics Non-Essential Bus mit 28 Volt Gleichstrom versorgt.

Die Jeppesen Navigationsdatenbank bietet Zugriff auf Daten über Flughäfen, Anflüge, Standard Instrument Departures (SIDs), Standard Terminal Arrivals (STARs), VORs, NDBs, Intersections, Mindesthöhen, Controlled Airspace Advisories und Frequenzen. Nordamerikanische und internationale Datenbanken sind verfügbar. Die Datenbankinformationen werden auf einer Karte geliefert, die einfach in den Kartensteckplatz der GPS-Einheit eingesteckt wird. Abonnementinformationen liegen jedem System bei.

Kommunikations-Transceiver (COM)

Der GNC 250XL beinhaltet einen digital abgleichbaren integrierten VHF COM Transceiver (COM). Transceiver und integrierte Regler sind in die Garmin GNC 250XL Einheit integriert und werden als COM2 bezeichnet. Der Transceiver empfängt alle Schmal- und Breitband-VHF-Übertragungen innerhalb eines Frequenzbereichs von 118.000 MHz bis 136.975 MHz in 25.0 kHz-Schritten (720 Kanäle). Die Einstellregler befinden sich mit den NAV-Reglern auf der rechten Seite des GNC 250XL Front-Panel. Zur Einstellung der Frequenz werden der große und kleine konzentrische Knopf gedreht, um eine Standby-Frequenz zu wählen und diese dann in das aktive Fenster zu übertragen. Die aktive Frequenz wird immer oben links auf dem GNC 250XL Display angezeigt. Die Standby-Frequenz wird im Kartenmodus unter der aktiven Frequenz und in allen anderen Modi rechts neben der aktiven Frequenz angezeigt. Der automatische Abgleich erfolgt durch Eingabe einer Frequenz über ein Menü. Die COM 2 Antenne befindet sich unter der Kabine auf der Mittellinie des Flugzeugs. 28 V Gleichstrom für den Transceiverbetrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter geregelt und über den 7,5-A-Stromkreisunterbrecher (COM2) am Avionics Non-Essential Bus geliefert.

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

S-Tec System Twenty Autopilot

Wenn der S-Tec System Twenty Autopilot im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

• Hinweis •

Diese Revision der Ergänzung des POH vom 12-07-04 ersetzt die ursprüngliche Ausgabe dieser Ergänzung vom 03-31-99

FAA Approved Joseph C Miess Date March 31, 1999

Royce H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem S-TEC System Twenty Autopilot ausgestattet. Dieses einachsige Autopilot-System ist ein auf Raten basierendes System und erhält die Rollachseneingaben von seinem integrierten elektrischen Wendezeiger. Programmiereinheit, Computer/Verstärker und Melder sind im Gehäuse des Wendezeigers enthalten. Piloteingaben in den Autopilot werden über den Multifunktionsschalter in der oberen linken Ecke des Wendezeigers vorgenommen. Mit diesem Knopf werden Modus sowie Deaktivierungs- und Wendebefehle gewählt. Der Autopilot steuert den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone zur Steuerung der Rollbewegung. Merkmale des S-Tec System Twenty Autopilot:

- Roll-Stabilisierung.
- Wendebefehl.
- NAV/LOC/GPS Tracking, HI und LO Empfindlichkeit

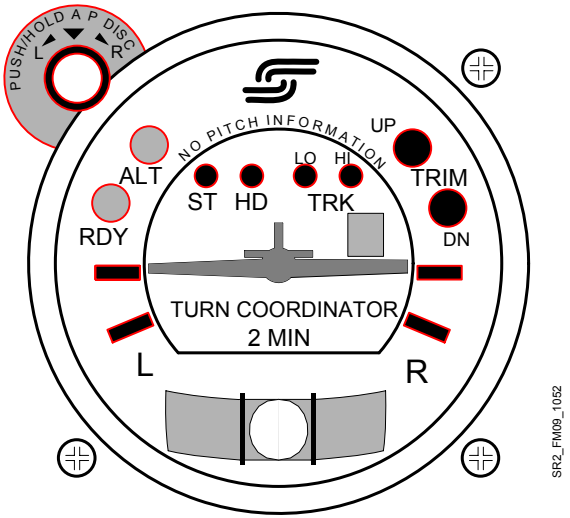


Abbildung - 1
Wendezeiger

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die Verwendung des Autopilot bei über 180 KIAS ist verboten.
2. Der Autopilot darf zum Starten und Landen nicht aktiviert sein.
3. Der Autopilot muss beim Durchfliegen von moderater sowie starker Turbulenz abgeschaltet sein.
4. Der Autopilot muss spätestens 100 Fuss nach Passieren der Minimum Descent Altitude abgeschaltet werden..
5. Mindesthöhe zum Einschalten des Autopiloten ist 400 Fuss AGL.
6. Die Midestgeschwindigkeit fuer das Einschalten des Autopiloten ist 1.2 Vs in der jeweiligen Konfiguration.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Autopilot-Störung

Siehe Elektrische Trimmung/Autopilot-Ausfall im Grundhandbuch. Der Autopilot darf nicht erneut aktiviert werden, bis die Störung identifiziert und behoben wurden.

Der Autopilot kann wie folgt deaktiviert werden:

1. Durch ca. 2 Sekunden langes Drücken des Moduswahlknopfes am Wendekoordinator.
2. Durch Drücken des Trimmschalters am Steuerhorn.
3. Durch Herausziehen des AUTOPILOT-Stromkreisunterbrecher am Main Bus 1.

Höhenverluste während einer Autopilot-Störung und des Abfangens:

Konfiguration	Neigungswinkel	Höhenverlust
Steigflug	30°	Keiner
Reiseflug	55°	100 Fuß
Abstieg	55°	120 Fuß
Manövrieren	10°	Keiner
Anflug	0°	20 Fuß

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Siehe Abschnitt 7 - Systembeschreibung für eine Beschreibung des Autopiloten und dessen Betriebsarten.

Autopilot-Test vor dem Flug

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN

   Beachten Sie, dass alle Autopilot-Anzeigen außer TRIM UP und DN aufleuchten. Nach wenigen Sekunden erlöschen die Lampen wieder. Wenn der Wendekoordinator-Gyro die Betriebsdrehzahl erreicht hat, leuchtet die grüne RDY-Lampe auf.
3. ST (Stabilizer) Modus..... TEST
   a. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Die ST-Lampe (Stabilizer) leuchtet auf.
   b. Dann den Moduswahlschalter nach links und dann nach rechts drehen. Die Steuerhörner folgen der Bewegung des Knopfes.
4. Heading-Modus..... TEST
   a. Den HDG-Bug am HSI oder DG unter der Lubber Line zentrieren.
   b. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Die HD-Lampe (Heading) leuchtet auf.
   c. Dann den HDG-Knopf am DG oder HSI nach links und dann nach rechts drehen. Die Steuerhörner folgen der Bewegung des Knopfes. Dann den HDG-Bug auf die Lubber Line zurück drehen.
5. Übersteuerungstest:
   a. Das Steuerhorn greifen, dann linkes und rechtes Querruder eingeben, um den Autopiloten zu übersteuern. Die Übersteuerung sollte reibungslos ohne Geräusche oder ruckartige Bewegungen erfolgen.
6. Funkprüfung:
   a. Das NAV1-Funkgerät einschalten und bei gültigem NAV-Signal VLOC als Anzeige auf dem CDI oder HSI wählen.

b. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK LO Modus zu aktivieren und OBS so stellen, dass sich die VOR-Abweichungsnadel nach links oder rechts bewegt. Die Steuerhörner folgen der Nadelbewegung.

c. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK HI Modus zu aktivieren und OBS so stellen, dass sich die VOR-Abweichungsnadel nach links oder rechts bewegt. Die Steuerhörner folgen der Nadelbewegung und zwar stärker als im TRK LO Modus.

7. Autopilot-Deaktivierungstests:

a. Den Autopilot-Moduswahlschalter ca. 2 Sekunden lang drücken. Darauf achten, ob sich der Autopilot deaktiviert. Das Steuerhorn bewegen, um zu bestätigen, das die Rollsteuerung frei und ohne Einschränkung der Kontrolle oder Klemmung funktioniert.

b. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Darauf achten, dass sich der Autopilot im ST-Modus (Stabilizer) aktiviert.

c. Den Pilot-Trimmschalter (am Steuerhorn) drücken. Darauf achten, ob sich der Autopilot deaktiviert. Das Steuerhorn bewegen, um zu bestätigen, das die Rollsteuerung frei und ohne Einschränkung der Kontrolle oder Klemmung funktioniert.

d. Schritte b. und c. unter Verwendung des Copilot-Trimmschalters wiederholen.

Verfahren beim Flug

1. RDY-Lampe ..... PRÜFEN OB EIN
2. Flugzeug entsprechend der Flugbedingungen trimmen.
3. Autopilot-Moduswahlschalter zentrieren und dann einmal drücken, um den ST-Modus (Stabilizer) aufzurufen.
4. Den Autopilot-Moduswahlschalter zum Einrichten des geraden oder Wendeflugs drehen.

Heading-Modus

1. Zuerst ein Heading am DG oder HSI innerhalb 5° des aktuellen Headings wählen.

• Hinweis •

Das Flugzeug sollte bei Wahl von HD innerhalb 5° des gewählten Headings fliegen. Wenn das Flugzeug mehr als 5° von dem gewählten Heading abweicht, bringt der Autopilot das Flugzeug wieder auf den richtigen Kurs, allerdings ohne Erfassung und Tracking.

2. Anhand des Autopilot-Moduswahlschalters den HD-Modus wählen.
3. Dann den DG- oder HSI HDG-Knopf verwenden, um die gewünschten Heading-Änderungen vorzunehmen.

GPS Tracking und GPS Approach

1. Beginnen Sie mit einem zuverlässigen GPS-Signal und mit zentrierter CDI-Kursnadel und dem Flugzeug auf dem richtigen Heading zum Waypoint.

• Hinweis •

Das Flugzeug muss innerhalb 5° des gewünschten Kurses fliegen, wenn TRK gewählt wird. Wenn das Flugzeug mehr als 5° von dem gewählten Kurs abweicht, bringt der Autopilot das Flugzeug wieder auf den richtigen Kurs, allerdings ohne Erfassung und Tracking.

2. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um den TRK HI Modus für einen GPS-Anflug und Cross-Country Tracking zu wählen.

VOR Tracking und VOR-LOC Approach

1. Beginnen Sie mit einem zuverlässigen GPS-Signal und mit zentrierter CDI-Kursnadel und dem Flugzeug auf dem richtigen Heading zum Waypoint.

• Hinweis •

Das Flugzeug muss innerhalb 5° des gewünschten Kurses fliegen, wenn TRK gewählt wird. Wenn das Flugzeug mehr als 5° von dem gewählten Kurs abweicht, bringt der Autopilot das Flugzeug wieder auf den richtigen Kurs, allerdings ohne Erfassung und Tracking.

2. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK HI Modus für den Anflug oder TRK HI oder LO für Cross-Country-Tracking zu wählen.

Abschnitt 5 - Leistung

Die Installation des S-Tec System 20 Autopilot hat keinen Einfluss auf die Leistung des Flugzeugs.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Die Installation des S-Tec System 20 Autopilot hat keinen Einfluss auf Gewicht und Schwerpunkt des Flugzeugs.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Das Flugzeug ist mit einem S-Tec System Twenty einachsigen Automatic Flight Control System (Autopilot) ausgestattet. Der Autopilot ist ein reiner Raten-Autopilot, der einen geneigten Gyro im Gehäuse des Wendekoordinators als primären Wende- und Rollratensensor verwendet. Neben dem Wendekoordinator und Rate-Gyro enthält das Gehäuse einen Autopilot-Fühler, einen Gyro-Drehzahlgeber, einen Instrumentleistungsmonitor und den Autopilotcomputer/-verstärker. Die Rollachsenlenkung erfolgt über Autopilot-Lenkbefehle an den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone. Bei schwachem elektrischem Strom steigt die Marke im Wendekoordinator und bei niedriger Drehzahl deaktiviert sich der Autopilot.28 V Gleichstrom für den Autopilot-Betrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am Main Bus 1 zugeführt. Die Dämmung des Wendezeigers wird durch den INST-Dämmschalter an der Grundplatte der Schalttafel geregelt.

• Hinweis •

Der Modus für die Höhenhaltung (Altitude Hold) wird in den folgenden Abschnitten und in Abbildung 1 erklärt. Dieser ist für den System Twenty Autopilot nicht erhältlich. Diese Funktion ist nur am System Thirty Autopilot verfügbar. Altitude Hold wird deshalb in diesen Anhang aufgenommen, weil beide Autopiloten (System Twenty und Thirty) den gleichen Wendezeiger verwenden.

Altitude Hold ist nicht auswählbar und die damit verbundenen Anzeigen leuchten nicht auf.

Alle Autopilot-Modusauswahlen und Anzeigen werden vom Wendekoordinator/Autopilot-Controller gesteuert. *In Abbildung 1* sind die folgenden Modi und Regler dargestellt:

RDY (Ready) Lampe - leuchtet grün, wenn der Autopilot für die Aktivierung bereit ist. Wenn der Batterie-Hauptschalter des Flugzeugs eingeschaltet und die Rate-Gyro-Drehzahl stimmt, leuchtet die grüne RDY-Lampe auf und zeigt somit an, dass der Autopilot für die Funktionsprüfung und den Betrieb bereit ist. Der Autopilot kann nicht aktiviert werden, wenn die RDY-Lampe nicht leuchtet.

Moduswahl- / Deaktivierungsschalter - Mit jedem kurzen Drücken des Knopfes und Drehen von links nach rechts wird ein anderer Autopilot-Modus gewählt, beginnend mit ST (Stabilizer) und endend mit TRK HI (Track). Wenn der Knopf länger als 2 Sekunden gedrückt wird, deaktiviert sich der Autopilot. Auch durch Drücken des Trimmschalters am Steuerhorn kann der Autopilot deaktiviert werden.

ST (Stabilizer) Modus - Durch Drehen des Moduswahlschalters nach links oder rechts im ST-Modus (Stabilizer) werden Links-/Rechts-Lenkungsbefehle proportional zum Knopfdrehweg an den Autopilot gegeben. Der Lenkbefehl ist auf ein Standardraten-Wendemaximum begrenzt.

HD (Heading) Modus - Wenn HD gewählt ist, reagiert der Autopilot auf die Heading-Änderungen, die anhand des HDG-Knopfes am DG oder HSI vorgenommen werden. Wenn das Heading bei der Wahl dieses Modus innerhalb 5° des gewählten Headings liegt, wendet der Autopilot das Flugzeug in diese Richtung und folgt dann diesem Heading. Nachfolgende Änderungen können unter Verwendung des HDG-Knopfes am DG oder HSI vorgenommen werden.

TRK (Track) Modus - Wen TRK LO gewählt ist, liefert der Autopilot eine schwache Systemverstärkung für komfortables Cross-Country-Tracking des GPS- oder VOR-Kurses. Wenn TRK HI gewählt ist, liefert der Autopilot eine höhere Systemverstärkung für ein aktiveres Tracking der GPS-, VOR- oder Localizer-Frontkurssignale.

ALT (Altitude Hold) Modus sowie **TRIM UP** und **TRIM DN** Anzeiger sind beim System Twenty Autopilot nicht funktionsfähig.

Flag-Fenster - Eine rote Marke (Flag) zeigt an, dass der elektrische Strom zum Wendezeiger-Ratengyro nicht ausreicht (weniger als 24 V Gleichstrom). Der Wendezeiger verfügt über eine eigene Reservestromversorgung. *Siehe Grundhandbuch.*

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

S-Tec System Thirty Autopilot

Wenn der S-Tec System Thirty Autopilot im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

• Hinweis •

Diese Revision der Ergänzung des POH vom 12-07-04 ersetzt die ursprüngliche Ausgabe dieser Ergänzung vom 03-31-99.

FAA Approved Joseph C Miess Date 2/14/2000

for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem S-TEC System Thirty Autopilot ausgestattet. Dieser zweiachsige Autopilot empfängt Rollachsensteuereingaben von einem integrierten elektrischen Wendezeiger und Höheninformationen von einem mit dem Pitot/ Statiksystem verbundenen Höhentransducer. Programmiereinheit, Computer/Verstärker und Melder sind im Gehäuse des Wendezeigers enthalten. Piloteingaben in den Autopilot werden über den Multifunktionsschalter in der oberen linken Ecke des Wendekoordinators, durch die Altitude-Hold-Schalter (Höhenhaltung) an den Steuerhorngriffen und durch die Trimmsteuerungsschalter an den Steuerhorngriffen vorgenommen. Mit diesem Knopf werden Modus sowie Deaktivierungs- und Wendebefehle gewählt. Der Autopilot nimmt Roll-Änderungen über den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone vor und Pitch-Änderungen für die Höhenhaltung über den Pitch-Trimmmotor und die Federpatrone. Merkmale des S-Tec System Thirty Autopilot:

- Roll-Stabilisierung.
- Wendebefehl.
- NAV/LOC/GPS Tracking, HI und LO Empfindlichkeit
- Höhenhaltung

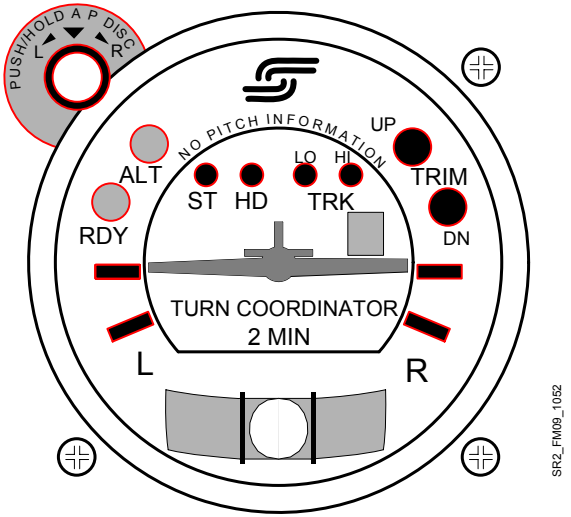


Abbildung - 1
System 30 Autopilot

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die Verwendung des Autopilot bei über 180 KIAS ist verboten.
2. Der Autopilot darf zum Starten und Landen nicht aktiviert sein.
3. Der Autopilot muss für verfehlten Anflug, Umgehung und Durchstarts deaktiviert sein.
4. Bei Autopilot-Betrieb mit Höhenhaltung bei Fluggeschwindigkeiten unter 95 KIAS müssen die Klappen auf 50% eingestellt sein.
5. Die Klappendeflektion ist beim Autopilot-Betrieb auf 50% begrenzt.
6. Der Autopilot muss beim Durchfliegen von moderater sowie starker Turbulenz abgeschaltet sein.
7. Der Autopilot muss spätestens 100 Fuss nach Passieren der Minimum Descent Altitude abgeschaltet werden..
8. Mindesthoehe zum Einschalten des Autopiloten ist 400 FussAGL.
9. Die Midestgeschwindigkeit fuer das Einschalten des Autopiloten ist 1.2 Vs in der jeweiligen Konfiguration.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Autopilot-Störung

Siehe Elektrische Trimmung/Autopilot-Ausfall im Grundhandbuch. Der Autopilot darf nicht erneut aktiviert werden, bis die Störung identifiziert und behoben wurden.

Der Autopilot kann wie folgt deaktiviert werden:

1. Durch ca. 2 Sekunden langes Drücken des Moduswahlknopfes am Wendekoordinator.
2. Durch Drücken des A/P DISC/Trim-Schalters an einem der Steuerhörner.
3. Durch Herausziehen des AUTOPILOT-Leistungsschalters am Main Bus 1.

Höhenverluste während einer Rollachsen-Autopilot-Störung und des Abfangens:

Flugphase	Neigungswinkel	Höhenverlust
Steigflug	30°	Keiner
Reiseflug	55°	100 Fuß
Abstieg	55°	120 Fuß
Manövrieren	10°	Keiner
Anflug	0°	20 Fuß

Höhenverluste während einer Pitchachsen-Autopilot-Störung und Abfangung:

Flugphase	Höhenverlust
Reiseflug	200 Fuß
ILS	25 Fuß

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Siehe Abschnitt 7 - Systembeschreibung für eine Beschreibung des Autopiloten und dessen Betriebsarten.

Autopilot-Test vor dem Flug

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN

   Beachten Sie, dass alle Autopilot-Anzeigen außer TRIM UP und DN aufleuchten. Nach wenigen Sekunden erlöschen die Lampen wieder. Wenn der Wendekoordinator-Gyro die Betriebsdrehzahl erreicht hat, leuchtet die grüne RDY-Lampe auf.
3. ST (Stabilizer) Modus..... TEST
   a. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Die ST-Lampe (Stabilizer) leuchtet auf.
   b. Dann den Moduswahlschalter nach links und dann nach rechts drehen. Die Steuerhörner folgen der Bewegung des Knopfes.
4. Heading-Modus..... TEST
   a. Den HDG-Bug am HSI oder DG unter der Lubber Line zentrieren.

b. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Die HD (Heading) Lampe leuchtet auf.

c. Dann den HDG-Knopf am DG oder HSI nach links und dann nach rechts drehen. Die Steuerhörner folgen der Bewegung des Knopfes. Dann den HDG-Bug auf die Lubber Line zurück drehen.

5. Altitude Hold .....TEST

a. Den piloten- oder copilotenseitigen A/P ALT HOLD-Schalter (am Steuerhorn) drücken. Die ALT (Altitude Hold) Lampe leuchtet auf.

b. Den A/P ALT HOLD-Schalter erneut drücken und die ALT-Lampe erlischt.

6. Übersteuerungstest:

a. Das Steuerhorn greifen, dann linkes und rechtes Querruder eingeben, um den Autopiloten zu übersteuern. Die Übersteuerung sollte reibungslos ohne Geräusche oder ruckartige Bewegungen erfolgen.

7. Funkprüfung:

a. Das NAV1-Funkgerät einschalten und mit gültigem NAV-Signal VLOC für die Anzeige auf dem CDI oder HSI wählen.

b. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK LO Modus zu aktivieren und OBS so stellen, dass sich die VOR-Abweichungsnadel nach links oder rechts bewegt. Die Steuerhörner folgen der Nadelbewegung.

c. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK HI Modus zu aktivieren und OBS so stellen, dass sich die VOR-Abweichungsnadel nach links oder rechts bewegt. Die Steuerhörner folgen der Nadelbewegung und zwar stärker als im TRK LO Modus.

8. Autopilot-Deaktivierungstests:

a. Den Autopilot-Moduswahlschalter ca. 2 Sekunden lang drücken. Darauf achten, ob sich der Autopilot deaktiviert. Das Steuerhorn bewegen, um zu bestätigen, das die Rollsteuerung frei und ohne Einschränkung der Kontrolle oder Klemmung funktioniert.

b. Den Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Darauf achten, dass sich der Autopilot im ST-Modus (Stabilizer) aktiviert.

c. Den Pilot A/P DISC/Trim-Schalter (am Steuerhorn) drücken. Darauf achten, ob sich der Autopilot deaktiviert. Das Steuerhorn bewegen, um zu bestätigen, das die Rollsteuerung frei und ohne Einschränkung der Kontrolle oder Klemmung funktioniert.

d. Schritte b. und c. unter Verwendung des Copilot-Trimmschalters wiederholen.

Verfahren beim Flug

1. RDY-Lampe ..... PRÜFEN OB EIN
2. Flugzeug entsprechend der Flugbedingungen trimmen.
3. Autopilot-Moduswahlschalter zentrieren und dann einmal drücken, um den ST-Modus (Stabilizer) aufzurufen.
4. Den Autopilot-Moduswahlschalter zum Einrichten des geraden oder Wendeflugs drehen.

Heading-Modus

1. Zuerst ein Heading am DG oder HSI innerhalb 10° des aktuellen Headings wählen.
2. Anhand des Autopilotwahlschalters den HD-Modus wählen. Die HD-Lampe leuchtet auf und das Flugzeug wendet sich auf den gewählten Kurs.
3. Dann den DG- oder HSI HDG-Knopf verwenden, um die gewünschten Heading-Änderungen vorzunehmen.

Altitude Hold-Modus

1. Das Flugzeug manuell auf die gewünschte Höhe fliegen und dann horizontal fliegen.

• Hinweis •

Für einen glatten Übergang auf die Höhenhaltung sollte die Steig- oder Abstiegrate bei gewähltem Altitude Hold-Modus weniger als 100 Fuß/Minute betragen.

2. Bei eingeschaltetem Autopilot (ST-Anzeiger eingeschaltet oder anderer Rollmodus aktiviert) den piloten- oder copilotenseitigen A/P ALT HOLD-Schalter (am Steuerhorn) drücken. Der ALT-Anzeiger leuchtet auf und zeigt damit an, dass der Modus aktiviert ist und der Autopilot die aktuelle Höhe halten wird.

• Hinweis •

Bei einer manuellen Höhenänderung des Flugzeugs wird der Höhenhaltemodus nicht deaktiviert. Der Autopilot gibt dann einen Befehl zur Pitch-Änderung aus um die Höhe nach Freigabe des Steuereingangs wieder aufzunehmen.

GPS Tracking und GPS Approach

1. Beginnen Sie mit einem zuverlässigen GPS-Signal und mit zentrierter CDI-Kursnadel und dem Flugzeug auf dem richtigen Heading zum Waypoint.

   • Hinweis •

   Das Flugzeug muss innerhalb 5° des gewünschten Kurses fliegen, wenn TRK gewählt wird. Wenn das Flugzeug mehr als 5° von dem gewählten Kurs abweicht, bringt der Autopilot das Flugzeug wieder auf den richtigen Kurs, allerdings ohne Erfassung und Tracking.

2. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um den TRK HI Modus für einen GPS-Anflug und Cross-Country Tracking zu wählen.

VOR Tracking und VOR-LOC Approach

1. Beginnen Sie mit einem zuverlässigen GPS-Signal und mit zentrierter CDI-Kursnadel und dem Flugzeug auf dem richtigen Heading zum Waypoint.

   • Hinweis •

   Das Flugzeug muss innerhalb 5° des gewünschten Kurses fliegen, wenn TRK gewählt wird. Wenn das Flugzeug mehr als 5° von dem gewählten Kurs abweicht, bringt der Autopilot das Flugzeug wieder auf den richtigen Kurs, allerdings ohne Erfassung und Tracking.

2. Den Autopilot-Moduswahlschalter verwenden, um TRK HI Modus für den Anflug oder TRK HI oder LO für Cross-Country-Tracking zu wählen.

Abschnitt 5 - Leistung

Die Installation des S-Tec System Thirty Autopilot hat keinen Einfluss auf die Leistung des Flugzeugs.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Die Installation des S-Tec System Thirty Autopilot hat keinen Einfluss auf Gewicht und Schwerpunkt des Flugzeugs.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Das Flugzeug ist mit einem S-Tec System Thirty zweiachsigen Automatic Flight Control System (Autopilot) ausgestattet. Die Autopilot-Rollachse verwendet einen geneigten Gyro im Gehäuse des Wendekoordinators als primären Wende- und Rollratensensor. Neben dem Wendekoordinator und Rate-Gyro enthält das Gehäuse einen Autopilot-Fühler, einen Gyro-Drehzahlgeber, einen Instrumentleistungsmonitor und den Autopilot-Rollcomputer/-verstärker. Ein Höhentransducer mit das Pitot/Statiksystem integriert und liefert Höheninformationen an einen separaten Pitchcomputer, der in der Konsole installiert ist. Die Rollachsenlenkung erfolgt über Autopilot-Lenkbefehle an den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone. Pitchachsenbefehle für die Höhenhaltung werden vom Pitchcomputer an den Höhenrudertrimm-Motor und die Trimmpatrone ausgegeben. Bei schwachem elektrischem Strom steigt die Marke im Wendekoordinator und bei niedriger Drehzahl deaktiviert sich der Autopilot.28 V Gleichstrom für den Autopilot-Betrieb werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am Main Bus 1 zugeführt. Die Dämmung des Wendezeigers wird durch den INST-Dämmschalter an der Grundplatte der Schalttafel geregelt.

Alle Autopilot-Modusauswahlen und Anzeigen werden durch den Wendezeiger-Schalter und den A/P ALT HOLD-Reglern an den Steuerhörnern des Piloten und Copiloten geregelt. In Abbildung 1 sind die folgenden Modi und Regler dargestellt:

RDY (Ready) Lampe - leuchtet grün, wenn der Autopilot für die Aktivierung bereit ist. Wenn der Batterie-Hauptschalter des Flugzeugs eingeschaltet ist und die Rate-Gyro-Drehzahl stimmt, leuchtet die grüne RDY-Lampe auf und zeigt somit an, dass der Autopilot für die Funktionsprüfung und den Betrieb bereit ist. Der Autopilot kann nicht aktiviert werden, wenn die RDY-Lampe nicht leuchtet.

Moduswahl- / Deaktivierungsschalter - Mit jedem kurzen Drücken des Knopfes und Drehen von links nach rechts wird ein anderer Autopilot-Modus gewählt, beginnend mit ST (Stabilizer) und endend mit TRK HI (Track). Wenn der Knopf länger als 2 Sekunden gedrückt wird, deaktiviert sich der Autopilot. Auch durch Drücken des Trimmschalters am Steuerhorn kann der Autopilot deaktiviert werden.

ST (Stabilizer) Modus - Durch Drehen des Moduswahlschalters nach links oder rechts im ST-Modus (Stabilizer) werden Links-/Rechts-Lenkungsbefehle proportional zum Knopfdrehweg an den Autopilot gegeben. Der Lenkbefehl ist auf ein Standardraten-Wendemaximum begrenzt.

HD (Heading) Modus - Wenn HD gewählt ist, reagiert der Autopilot auf die Heading-Änderungen, die anhand des HDG-Knopfes am HSI vorgenommen, während sich der GPSS/HDG-Schalter im HDG-Modus befindet. Wenn der HDG-Modus gewählt ist, wendet der Autopilot das Flugzeug auf den gewählten Kurs und folgt dann dem eingestellten Heading. Nachfolgende Änderungen können unter Verwendung des HDG-Knopfes am HSI vorgenommen werden. Für einen glatten Übergang auf HDG sollte das Flugzeug vor Aktivierung der Höhenhaltung (HDG) auf innerhalb 10º des eingestellten Headings ausgerichtet werden.

TRK (Track) Modus - Wen TRK LO gewählt ist, liefert der Autopilot eine schwache Systemverstärkung für komfortables Cross-Country-Tracking des GPS- oder VOR-Kurses. Wenn TRK HI gewählt ist, liefert der Autopilot eine höhere Systemverstärkung für ein aktiveres Tracking der GPS-, VOR- oder Localizer-Frontkurssignale.

ALT (Altitude Hold) Modus - Wenn ALT durch Drücken der A/P ALT HOLD-Taste am Steuerhorn gewählt wurde, hält der Autopilot die Höhe, die zum Zeitpunkt der Auswahl des Modus aktuell war. Die Höhenhaltung wird nicht aktiviert, wenn kein Autopilot-Rollmodus aktiviert ist. Durch erneutes Drücken des A/P ALT HOLD-Schalters oder durch Deaktivierung des Autopilot mit dem Mode Select/

Disconnect-Schalter oder den Trimmschaltern des Steuerhorns wird die Höhenhaltung deaktiviert.

Wenn im ALT-Modus die gelbe TRIM UP- oder TRIM DN-Anzeige aufleuchtet, weicht die Trimmung des Flugzeugs ab und der Pilot sollte das Flugzeug manuell in die angezeigte Richtung trimmen. Wenn der Pilot keine Trimmberichtigung vornimmt, beginnt die TRIM UP- oder TRIM DN-Lampe zu blinken. Bei richtiger Trimmung leuchtet keine der beiden Lampen.

Flag-Fenster - Eine rote Marke (Flag) zeigt an, dass der elektrische Strom zum Wendezeiger-Ratengyro nicht ausreicht (weniger als 24 V Gleichstrom). Der Wendekoordinator verfügt über eine eigene Reservestromversorgung. Siehe Grundhandbuch.

Zur GPSS- und HDG-Modusauswahl für den GPSS-Wandler wird der GPSS/HDG-Schalter neben den Systemanzeigen auf dem Instrumentenpanel verwendet. Dieser Schalter ist auf Abbildung 1 dargestellt.

HDG - Wenn HDG am GPSS/HDG-Schalter gewählt ist, leuchtet die grüne Lampe unter der HDG-Beschriftung. In diesem Modus ist der Autopilot mit den HSI-Heading-Fehlerausgängen verbunden und reagiert auf Eingänge von den HSI Heading (HDG) oder Kurs (OBS) Reglern.

GPSS - Wenn GPSS am GPSS/HDG-Schalter gewählt ist, leuchtet die grüne Lampe über der GPSS-Beschriftung. In diesem Modus ist der Autopilot mit dem GPS1-Rolllenkungsausgang verbunden und wenn er sich im Heading-Modus (HD) befindet und auf GPS1 ein gültiger Waypoint des Flugplans aktiviert ist, verfolgt er automatisch den Weg zum nächsten Waypoint.

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Zugelassene Sauerstoffsysteme

Wenn nach den anwendbaren Betriebsregeln (FAR Teil 91 oder FAR Teil 135) zusätzlicher Sauerstoff mitgeführt werden muss, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs (Handbuch) eingefügt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im Grundhandbuch.

• Hinweis •

Diese Änderung zum Anhang des Pilotenhandbuchs vom 07. 01. 03 überholt und ersetzt die Originalausgabe dieses Anhangs vom 02. Februar 2000.

FAA Approved Joseph C Mieso Date JAN 07 2003

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

In diesem Anhang sind die zugelassenen tragbaren Sauerstoffsysteme aufgeführt, die im SR20 verwendet werden dürfen, wenn nach den Betriebsregeln zusätzlicher Sauerstoff mitgeführt werden muss. Daneben sind Montageanweisungen und allgemeine Verfahren zur Verwendung aller zugelassener Systeme enthalten.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Im SR20 ist das Rauchen verboten.

Die folgenden tragbaren Sauerstoffsysteme und Abgabeeinheiten sind für die Verwendung im Cirrus Design SR20 zugelassen:

Modell	Inhalt	Hersteller	Abgabeeinheiten
XCP-682 XCP-415 XCP-180	682 L 415 L 180 L	Mountain High Equip. & Supply Redmond, OR mhoxygen.com	Maske (mindestens 1, Kanüle, nur A4 Durchflussmesser (nur Maske oder Std. Kanülenskala verwenden) **Keine A3 Durchflussmesser verwenden**

Das System muss mindestens eine für den Gebrauch verfügbare Maske enthalten, mit der Mund und Nase bedeckt werden können.

Wenn neben der/den Maske/n Nasenkanülen zur Verfügung stehen, müssen die Anweisungen des Kanülenherstellers auf jedem Schlauch fest angebracht werden. Die Anweisungen müssen folgende Informationen enthalten:

Ein Warnhinweis, dass bei Verwendung des Sauerstoffs Rauchen verboten ist;

- Eine Illustration, auf der das richtige Anbringen dargestellt ist;
- Eine sichtbare Warnung, dass die Kanülen bei verstopfter Nase oder Erkältung mit Nasenverstopfung nicht verwendet werden dürfen.

Die Sauerstoffflasche muss im rechten Vordersitz gesichert werden, damit der Pilot den Sauerstoffdruck ablesen und den Regler betätigen kann. Bei installierter Sauerstoffflasche darf der Sitz während des

Fluges nicht besetzt werden, somit ist die Insassenkapazität um 1 reduziert.

Die Sauerstoffflaschen wurden beim Hersteller hydrostatisch geprüft und das Prüfungsdatum ist auf der Flasche aufgedruckt. Die Flasche muss alle 5 Jahre erneut hydrostatisch geprüft und zertifiziert werden.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Beseitigung von Rauch und Dämpfen

Neben den Verfahren im Grundhandbuch sollten Pilot und Passagierte Kanülen oder Masken mit maximaler Durchflussrate anlegen, bis Rauch und Dämpfe abgezogen sind.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

• Hinweis •

Siehe Abbildung 2 - Sauerstoffanwendung auf verschiedenen Höhen und für Passagiere

Vor dem Flug

1. Sauerstoffflasche (rechter Vordersitz)..... festen Sitz überprüfen
2. Sauerstoffmasken oder Kanülen..... am Regler angeschlossen
3. Sauerstoffdruckanzeige ..... Im grünen Bogen
4. Sauerstoffabsperrventil ..... AUS

Vor Anlassen des Motors

1. Passagiere ..... in die Sauerstoffanwendung einweisen

• Hinweis •

Die Einweisung muss das Anlegen der Sauerstoffmaske/ Kanüle, die Einstellung des Durchflussmessers und den Anschluss an den Regler der Sauerstoffflasche beinhalten.

Steigflug

Wenn das Flugzeug eine Höhe erreicht, in der Sauerstoff erforderlich ist:

1. Pilot und Passagiere ..... Masken oder Kanülen anlegen

2. Sauerstoffabsperrventil ..... EIN
3. Durchflussmesser ... Durchfluss für endgültige Flughöhe einstellen

• WARNUNG •

Den A4-Durchflussmesser unter Verwendung einer normalen Kanülen- oder Maskenskala einstellen. **Die Skala darf nicht zum Einsparen von Sauerstoff verwendet werden**.

Abstieg

Wenn das Flugzeug aus einer Höhe, die Sauerstoff erforderte, abgestiegen ist:

1. Sauerstoffabsperrventil ..... AUS
2. Pilot und Passagiere ..... Masken oder Kanülen verstauen

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Abänderung vom Grundhandbuch.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Gewicht, Hebelarm und Moment für ganz aufgefüllte Systeme (1800 - 2200 psi) sind in folgender Tabelle angegeben:

Modell	Gewicht - lb	Hebelarm	Moment/1000
XCP-682 (682 Liter)	14,00	143,5	2,01
XCP-415 (415 Liter)	10,25	143,5	1,47
XCP-180 (180 Liter)	4,50	143,5	0,65

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Für eine Beschreibung der Geräte, Reinigungs- und Gebrauchsanweisung ist auf die zugelassenen Herstellerdaten Bezug zu nehmen.

Montageanweisung

Die Sauerstoffflasche muss richtig im rechten Vordersitz unter Verwendung des im Lieferumfang der Flasche enthaltenen Gurtzeugs montiert werden. Bei richtiger Montage kann der Pilot den Sauerstoffdruck ablesen und das Absperrventil betätigen. Siehe Abbildung 1 für Montageanweisungen.

ERSTE INSTALLATION

1. Den Gurt wie in Detail A gezeigt an den Dreieckring klemmen. Den Gurt über die Kopfstütze entlang der Rückseite des Sitzes nach unten und zwischen Sitzpolster und Rücklehne nach vorne verlegen. Dann den Gurt am unteren Dreieckring einhaken. Gurt mit dem Straffer straffziehen.

   Anm.: Vor der erstmaligen Installation des Zylinders müssen die horizontalen Gurte demontiert werden, damit die losen Enden durch die Schlaufen am Tuff-Bag gesteckt werden können. Bei der Demontage darauf achten, wie der Gurt durch das Schloss und den Straffer gelegt ist, damit dieser bei der Montage wieder richtig eingelegt wird.

2. Die losen Enden des Gurts um die Rückenlehne herum, dann durch die rechteckigen Schlaufen an der Vorderseite des Zylinders (siehe Detail B), durch das Steckteil des Schlosses und schließlich durch den Straffer verlegen (wie in Detail C gezeigt). Das Steckteil des Schlosses in das Gegenstück stecken und den Gurt mit dem Straffer festziehen.

3. Genau wie Schritt 2

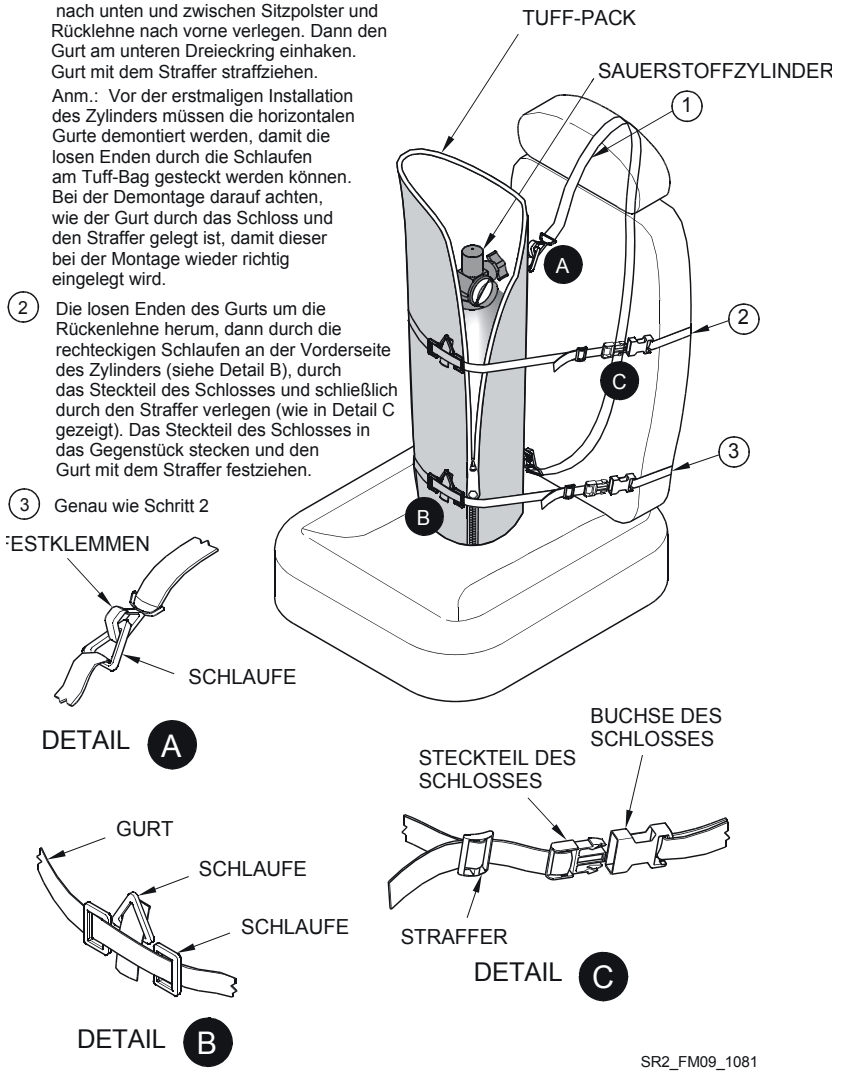


Abbildung - 1
Montage der Sauerstoffflasche

AUSREICHEN DES SAUERSTOFFES - STUNDEN

Voll gefülltes System

(1800 psig bei 70° F)

System Typisch (Liter)	Anzahl Personen, die O_2 verwenden	Höhe ~ Fuß		
		10,000	15,000	18,000
XCP-180 (134)	1	2,23	1,49	1,24
	2	1,12	0,75	0,62
	3	0,74	0,50	0,41
XCP-415 (371)	1	6,18	4,12	3,43
	2	3,09	2,06	1,71
	3	2,06	1,37	1,14
XCP-682 (609)	1	10,15	6,77	5,64
	2	5,08	3,39	2,82
	3	3,38	2,26	1,88

Diese Zeitangaben setzen eine typische Durchflussrate von 1 Liter/Minute bei 10.000 Fuß Druckhöhe voraus.

Abbildung - 2
Ausreichen des Sauerstoffes

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Doppeltes Lichtmaschinensystem

Wenn das doppelte Lichtmaschinensystem im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved Joseph C Miess Date 9/28/99

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem doppelten Lichtmaschinensystem ausgestattet. Abschnitt 7 in diesem Anhang enthält eine vollständige Beschreibung des Systems.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Geräteliste für Betriebsarten

System, Instrument und/oder Gerät	Betriebsarten				Bemerkungen, Hinweise und/oder Ausnahmen
	VFR Tag	VFR Nacht	IFR Tag	IFR Nacht	
Elektrischer Strom					
Lichtmaschine	1	1	1*	1*	* 2 erforderlich, wenn elektrischer HSI installiert ist

Abschnitt 3 - Notverfahren

Lichtmaschinenausfall

Abnormale Amperemeteranzeigen sowie Aufleuchten der ALT FAIL-Warnlampe(n) und/oder Aufleuchten der LOW VOLTS-Warnlampe sind alles Anzeichen für einen Fehler in der elektrischen Stromversorgung. Die wahrscheinlichste Ursache eines Lichtmaschinenausfalls ist ein gerissener Keilriemen, defektes Kabel oder eine defekte Lichtmaschinensteuerung. Elektrische Fehler sind meistens von einer hohen Ladungs- oder Entladungsrate begleitet.

• Hinweis •

Eine Entladungsanzeige des Amperemeters und Aufleuchten der LOW VOLTS-Warnlampe bzw. einer oder beider ALT FAIL-Warnlampen kann auch bei niedriger Drehzahl mit hoher elektrischer Last (z. B. beim Rollen) auftreten. Diese Anzeigen kehren jedoch meistens bei Erreichen einer normalen Drehzahl in den Normalbereich zurück.

ALT FAIL Warnlampe leuchtet

1. Amperewahlschalter ..... Auf FAILED ALT stellen
2. Wenn 0 Ampere = 0, ALT-Hauptschalter der ausgef. Lichtmaschine .....AUS- UND WIEDER EINSCHALTEN
3. Wenn Ampere vorhanden = 0, ALT-Hauptschalter der ausgef. Lichtmaschine ..... AUS
4. Leistungsschalter der ausgef. Lichtmaschine .... HERAUS ZIEHEN

Zu hohe Ladungsrate der Batterie

Nach Starten des Motors und hohem Stromverbrauch bei niedriger Drehzahl ist die Batterie schwach genug, um zu Beginn des Flugs mehr Ladung als normal aufzunehmen. Jedoch nach dreißig Minuten Reisegeschwindigkeit sollte das Amperemeter weniger als zwei Nadelbreiten Ladestrom anzeigen. Wenn die Ladungsrate höher ist, kann sich die Batterie überhitzen und Elektrolyt verdampfen.

Außerdem können die elektronischen Komponenten der Elektrik durch Überspannung beschädigt werden. Normalerweise öffnet der Überspannungssensor jeder Lichtmaschine automatisch den Leistungsschalter der betroffenen Lichtmaschine und schaltet die

Lichtmaschine bei Erreichen von ca. 31,8 Volt aus. Sollte der Überspannungssensor ausfallen, führen Sie die folgenden Checkliste durch:

1. Betroffener Alt-Hauptschalter.....AUS
2. Betr. ALT-Leistungsschalter..... HERAUS
3. Nicht notwendige elektrische Geräte .....AUS
4. Sobald wie möglich landen.

Batterie-Amperemeter zeigt Entladung an

Wenn eine Lichtmaschine ausfällt, leuchtet die entsprechende ALT FAIL-Warnlampe auf. Wenn beide Lichtmaschinen ausfallen, leuchten beide ALT FAIL-Lampen und die LOW VOLTS-Warnlampe leuchtet, wenn die Busspannung auf ca. 24,5 Volt abfällt. In diesem Fall wird auf dem Batterie-Amperemeter eine Entladungsrate angezeigt. Es sollte versucht werden, anhand folgender Checkliste die Lichtmaschinen wieder zu starten. Wenn sich der Zustand gibt, nimmt die Lichtmaschine wieder den normalen Ladebetrieb auf, die Warnlampen erlöschen und die Avionik kann wieder eingeschaltet werden. Wenn die Lampen jedoch erneut aufleuchten, liegt ein Fehler vor und das Verfahren muss vollständig durchgeführt werden. Die Batterieladung muss für den späteren Betrieb der Klappen, Lichter und anderer notwendiger Geräte gespart werden.

• Hinweis •

Amperemeter-Entladungsanzeigen und Aufleuchten der LOW VOLTS-Warnlampe und/oder einer oder beider ALT FAIL-Lampen sind auch bei niedriger Drehzahl und gleichzeitig hoher elektrischer Last (z.B. beim Rollen) möglich. Unter diesen Umständen muss (müssen) der (die) Hauptschalter aus- und wieder eingeschaltet werden, da keine Überspannung vorliegt und die Lichtmaschine nicht deaktiviert wurde. Die Lampen sollten bei höherer Drehzahl erlöschen.

1. Lichtmaschinen-Leistungsschalter.....PRÜFEN, OB INNEN
2. Amperemeter-Wahlschalter .....ALT 1
3. Wenn 0 Ampere = ALT 1-Hauptschalter ..... AUS- UND WIEDER EINSCHALTEN
4. Bei restlichen Ampere = 0

a. ALT 1-Hauptschalter ..... AUS

b. ALT 1-Leistungsschalter ..... HERAUS ZIEHEN

5. Schritte 2 bis 4 für Lichtmaschine 2 (ALT 2) wiederholen.
6. Amperemeter-Wahlschalter ..... BATT
7. Nicht notwendige elektrische Geräte ..... AUS

• Hinweis •

Geräte ausschalten oder Stromkreisunterbrecher der nicht notwendigen Geräte herausziehen, bis die Batterie-Ampere Null (0) oder positiv anzeigen.

8. Wenn ein kompletter Stromausfall vermutet wird, Wendekoordinatorleistung ..... EMER
9. Sobald wie möglich landen.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

• Hinweis •

Alle Bezugnahmen auf Hauptschalter in den normalen Verfahren des Grundhandbuchs betreffen die ALT2-ALT-BAT Hauptschalter.

Vor dem Start

Das Verfahren vor dem Start bleibt gleich, außer dass die Lichtmaschinen wie folgt geprüft werden müssen:

1. Lichtmaschinen ..... PRÜFEN
   a. Pitot-Heizung ..... EIN
   b. Avionikschalter ..... EIN
   c. Navigationslichter ..... EIN
   d. Landelicht ..... EIN (3-5 Sekunden)
   e. Prüfen, ob die ALT 1 und ALT 2 Warnlampen aus sind und für jede Lichtmaschine eine positive Amperezahl angezeigt wird.

Abschnitt 5 - Leistung

Die Installation des doppelten Lichtmaschinensystems hat keinen Einfluss auf die Leistung des Flugzeugs.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Gewichts- und Schwerpunktdaten für das doppelte Lichtmaschinensystem sind im Ausrüstungsverzeichnis jedes Flugzeugs enthalten.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Elektrik

Das Flugzeug ist mit einer 28-V-Gleichstrom-Elektroanlage ausgestattet. Die Anlage liefert kontinuierlich Strom für Avionik, Fluginstrumente, Beleuchtung und andere elektrisch betriebene und gesteuerte Systeme während des normalen Betriebs.

Stromerzeugung

Der primäre Strom für das SR20 wird durch ein 28-Volt-Gleichstromsystem mit negativer Erdung geliefert. Das Stromerzeugungssystem besteht aus einer 24-Volt-, 10-Ah-Batterie, zwei Lichtmaschinen und einer Hauptsteuerung (MCU). Die MCU enthält eine Lichtmaschinensteuerung (ACU) für jede Lichtmaschine, Schütze für Anlasser, Batterie und Erdung, ein Landelichtrelais, Sicherung für die Sammelschienen des Leisungsschalterpanels und Module für andere Schutz- und Anzeigefunktionen. Die Batterie ist eine für die Luftfahrt zugelassene Blei-Säure-Batterie mit 12 Zellen und verschüttungssicheren Entlüftungsdeckeln. Die Batterie wird zum Anlassen des Motors und als Notstromquelle bei einem Ausfall der Lichtmaschine verwendet.

Zwei gleichgerichtete Lichtmaschinen liefern Dauerladestrom für die Batterie und die primäre Stromversorgung für die Elektrik des Flugzeugs bei normalem Betrieb. Die vordere mit Keilriemen betriebene Lichtmaschine wird als ALT 1 bezeichnet. Die hintere motorbetriebene Lichtmaschine wird als ALT 2 bezeichnet. Obwohl beide Lichtmaschinen bei einer gegebenen Drehzahl die gleiche Stromleistung liefern, dreht sich ALT 1 schneller und hat eine Nennleistung von 75 A, während ALT 2 eine Nennleistung von 40 A hat. Parallele Schaltkreise in den Funktionsmodulen gleichen die Lichtmaschinenausgänge so aus, dass bei normalem Betrieb ALT 1 60% der Stromversorgung und ALT 2 die restlichen 40% liefert.

Die Steuerung (ACU) jeder Lichtmaschine sorgt für die Unterdrückung von Spannungsspitzen und konstante Spannungsregelung der

Lichtmaschinenleistung. Zum Schutz empfindlicher Geräte sind Überspannungsschutzschaltkreise vorgesehen, die jeden Lichtmaschinenausgang überwachen und die Spitzenspannung automatisch auf 28,5 Volt begrenzen. Im Fall einer Überspannung öffnet die entsprechende Lichtmaschinensteuerung automatisch den Leistungsschalter der betroffenen Lichtmaschine. Bei deaktivierter Lichtmaschine leuchtet die entsprechende ALT FAIL-Lampe auf und die andere Lichtmaschine beginnt, 100% des elektrischen Strombedarfs zu liefern.

Sollten beide Lichtmaschinen ausfallen, liefert die Batterie den Strom, wobei auf dem Amperemeter eine Entladungsrate angezeigt wird. Unter diesen Umständen leuchtet je nach der elektrischen Last die LOW VOLTS-Warnlampe auf, sobald die Systemspannung unter 24,5 Volt fällt.

Stromverteilung

Das Stromverteilungssystem des SR20 besteht aus einer primären Stromsammelschine in der MCU, die den Strom von Lichtmaschinen, Batterie und externer Stromversorgung durch die Stromkreisunterbrecher der Schalttafel und interne Stromkreisunterbrecher und Sicherungen an die Systeme des Flugzeugs verteilt. Die Hauptsammelschinen des Leistungsschalterpanels (Main Bus 1 und Main Bus 2) sowie ein Non-Essential Bus erhalten Strom durch die 25-A-Leistungsschalter an der primären Sammelschiene in der MCU. Der Essential Bus im Stromkreisunterbrecherpanel wird doppelt versorgt. Er erhält Strom von den Stromkreisunterbrecher ESSENTIAL 1 und ESSENTIAL 2 am Main Bus. Nicht notwendige Avionikgeräte werden vom Main Bus 1 durch den verbundenen AVIONICS-Stromkreisunterbrecher versorgt. Notwendige Avionikgeräte werden vom Essential Bus durch den verbundenen AVIONICS-Stromkreisunterbrecher versorgt. Bei normalem Betrieb arbeiten Essential Bus und Non-Essential Bus parallel. Jedoch bei einem Ausfall der Stromversorgung kann der Non-Essential Bus getrennt werden, um die Last von nicht notwendigen Geräten zu entfernen. Diese Lastentfernung sorgt dafür, dass mehr Strom für den Notbetrieb zur Verfügung steht. Zugleich wird die Arbeitslast des Piloten erleichtert, da alle nicht notwendigen Geräte in einem Schritt entfernt werden können.

BAT- und ALT-Hauptschalter

Die Hauptschalter (MASTER) für die atterie (BAT) und die beiden Lichtmaschinen (ALT2 und ALT) sind Kippschalter und auf der Grundplatte des Instrumentenbretts installiert. Der rechte Schalter (BAT) dient zur Regelung des Batterieschützes. Wenn der BAT-Schalter eingeschaltet (ON) ist, werden die elektrischen Schaltkreise des Flugzeugs mit Strom versorgt. Der ALT2-Hauptschalter dient zur Regelung der hinteren, motobetriebenen Lichtmaschine. Der ALT2-Hauptschalter dient zur Regelung der vorderen, keilriemengetriebenen Lichtmaschine.

Normalerweise sind alle Hauptschalter eingeschaltet (ON). Der BAT-Schalter kann jedoch separat eingeschaltet werden, um die Ausrüstung am Boden zu prüfen. Zur Prüfung der Avionik-oder Funkgeräte während des Bodenaufenthalts muss auch der Avionikschalter eingeschaltet werden. Wenn ein ALT-Schalter ausgeschaltet (OFF) wird, ist die damit verbundene Lichtmaschine von der Elektrikanlage getrennt und die gesamte elektrische Last wird von der anderen Lichtmaschine übernommen. Wenn beide ALT-Schalter ausgeschaltet sind, übernimmt die Batterie die gesamte elektrische Last.

• Hinweis •

Bei längerem Betrieb mit ausgeschalteten Lichtmaschinen kann sich die Batterie bis zu einem Grad entleeren, dass sich das Batterierelais öffnet, kein Strom im Lichtmaschinenfeld mehr anliegt und ein erneuter Start der Lichtmaschine verhindert wird.

Low-Volts-Warnlampe

Das Flugzeug ist mit einer roten LOW VOLTS-Warnlampe ausgestattet. Diese befindet sich auf dem Anzeiger-Panel auf der linken Seite des Instrumenten-Panels. Die Lampe wird durch ein Funktionsmodul in der MCU gesteuert. Die LOW VOLTS-Warnlampe leuchtet auf, wenn die Busspannung unter ca. 24,5 V Gleichstrom abfällt.

• Hinweis •

Die LOW VOLTS-Warnlampe und die Entladungsanzeige am Amperemeter können auch aktiviert werden, wenn bei

elektrischer Last am System eine niedrige Drehzahl vorliegt, wie z. B. beim Rollen auf der Startbahn. Unter diesen Umständen erlischt die Lampe, sobald eine höhere Drehzahl erreicht ist.

Die Funktion der LOW VOLTS-Warnlampe kann wie folgt getestet werden: das Landelicht einschalten und beide ALT-Hauptschalter kurz ausschalten, während der BAT-Hauptschalter eingeschaltet ist.

ALT Fail-Warnlampen

Für jede Lichtmaschine ist eine ALT FAIL-Lampe vorgesehen. Diese Lampen befinden auf der linken Seite des Instrumentenpanels, neben der Anzeigetafel. Wenn ALT 1 FAIL oder ALT 2 FAIL aufleuchtet, liefert die damit verbundene Lichtmaschine nicht die proportionale Sollleistung. Die Lampen leuchten auch, wenn der BAT-Hauptschalter eingeschaltet und der jeweilige ALT-Hauptschalter ausgeschaltet oder der Stromkreisunterbrecher der Lichtmaschine herausgezogen ist.

• Hinweis •

Die ALT FAIL-Warnlampe kann auch aufleuchten, wenn bei elektrischer Last am System eine niedrige Drehzahl vorliegt, wie z. B. beim Rollen auf der Startbahn. Unter diesen Umständen erlischt die Lampe, sobald eine höhere Drehzahl erreicht ist.

Volt-/Amperemeter

Ein 2¼" Volt-/Amperemeter ist auf dem rechten Instrumentenpanel direkt außerhalb der Öltemperatur-/Öldruckanzeige montiert. Dieser Anzeiger ist von innen beleuchtet.28 Volt Gleichstrom für die Instrumentenbeleuchtung wird über einen 2-A-Stromkreisunterbrecher (INSTRUMENT LIGHTS) am Main Bus 1 geliefert.

Der VOLT-Zeiger zeigt über eine Skala von 16 bis 32 Volt an. Siehe Abschnitt 2 (Betriebsgrenzen) des Grundhandbuchs für Grenzmarkierungen der Instrumente. Der Spannungsanzeiger erfasst die Messungen vom Essential Bus.

Der AMP-Zeiger zeigt über eine Skala von -60 bis +60 Ampere an, wobei Null auf 9-Uhr steht. Die Ampereanzeige wird vom Stromtransducer in der MCU erfasst. Dabei wird der Ausgang jeder Lichtmaschine und der Batterie gemessen. Der panelmontierte

AMMETER SELECT-Schalter wird zur Auswahl der gewünschten Anzeige verwendet. Bei laufendem Motor und eingeschaltetem Hauptschalter zeigt das Amperemeter die Laderate der Batterie an. Wenn die Lichtmaschinen nicht funktionieren oder die elektrische Last die Leistung der Lichtmaschinen übersteigt, zeigt das Amperemeter eine Batterie-Entladungsrate an. Die Amperemeter-Anzeigen für die Lichtmaschine sind immer positiv.

Amperemeter-Wahlschalter

Der AMMETER SELECT-Schalter befindet sich auf dem Instrumentenpanel und wird zum Auswählen der Stromflussquelle verwendet, die auf dem Amperemeter angezeigt werden soll. Der Schalter hat drei Positionen: ALT 1, BATT und ALT 2. Es wird jeweils die Ampereleistung des der Schalterstellung entsprechenden Geräts angezeigt.

Stromkreisunterbrecher und Sicherungen

Individuelle elektrische Schaltkreise, die mit dem Main, Essential und Non-Essential Bus des Flugzeugs verbunden sind, werden durch rücksetzbare Leistungsschalter geschützt. Die Leistungsschalter sind an der linken Seite der Mittelkonsole installiert. Der Essential Bus wird von den Hauptsammelschienen (Main Bus) über die ESSENTIAL 1 und ESSENTIAL 2 20-A-Stromkreisunterbrecher versorgt. Avioniklasten am Non-Essential Avionics Bus und Essential Avionics Bus werden über einen 15-A-Stromkreisunterbrecher (AVIONICS) geschützt, der mit der jeweiligen Sammelschiene durch die vom AVIONICS-Schalter aktivierten Relais verbunden ist.

Neben den einzelnen Leistungsschaltern werden Main Bus 1, Main Bus 2 und Non-Essential Bus zusätzlich durch 25-A-Stromkreisunterbrecher an der Hauptsammelschiene in der Hauptsteuerung (MCU) geschützt. Ein weiterer 15-A-Stromkreisunterbrecher schützt den Landescheinwerfer und die Reservevakuumpumpen-Schaltkreise. Die Uhr wird kontinuierlich durch eine 5-A-Sicherung versorgt. Diese Sicherung ist an der Hauptsammelschiene in der MCU angeschlossen.

Pilotenhandbuch und

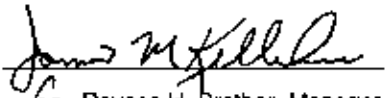
Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

BF Goodrich WX500 Stormscope Sensor

Wenn der BF Goodrich Aerospace WX500 Stormscope Sensor im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved  Date APR 12 2000

for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem BF Goodrich Aerospace WX500 Stormscope Sensor ausgestattet. Der Stormscope-Sensorausgang wird auf dem ARNAV ICDS 2000 Multi-Function Display (MFD) angezeigt.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die auf dem ARNAV ICDS 2000 Multi-Function Display angezeigten Stormscope-Informationen dienen NUR ZUR BEZUGNAHME und dürfen nicht für die Navigation verwendet werden.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Die Notverfahren des Grundhandbuchs werden durch die Installation des WX500 Stormscope nicht betroffen.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Siehe ARNAV ICDS 2000 Pilotenhandbuch (572-0550D) vom Dezember 1999 für genaue Betriebsverfahren und spezifische Anzeigeinformationen.

Stormscope-Statusfeld

Bei eingeschaltetem Stormscope wird der Systemstatus im Stormscope-Statusfeld in der oberen linken Ecke der Map-Seite angezeigt.

HDG oder TRK - HDG wird angezeigt, wenn der externe Heading-Eingang verfügbar ist. Wenn HDG (Heading) angezeigt ist, wird die Bugausrichtung (Bearing to the Strike) in Bezug auf die Heading-Richtung des Flugzeugs angezeigt. Wenn TRK (Track) angezeigt ist, wird die Bugausrichtung (Bearing to the Strike) in Bezug auf die Track-Richtung (Flugrichtung) angezeigt. Normalerweise zeichnet das System Strikes in Bezug auf das Heading auf.

STRK oder CELL - STRK wird angezeigt, wenn der Strike-Modus gewählt ist. In diesem Modus werden die einzelnen Strikes unter Verwendung des ‘X’-Symbols aufgezeichnet. CELL wird angezeigt,

wenn der CELL-Modus gewählt ist. Im Cell-Modus wird ein '+'-Symbol für die verbundenen Strikes aufgezeichnet.

RATE - Die Anzahl der Strikes pro Minute für den gewählten Modus. Die Skala wird in einem kleinen Fenster unter der Statuszeile angezeigt.

Abschnitt 5 - Leistung

Die Installation des WX500 Stormscope hat keinen Einfluss auf die Leistung des Flugzeugs.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Gewichts- und Schwerpunktdaten für das WX500 Stormscope-System sind im Ausrüstungsverzeichnis jedes Flugzeugs enthalten.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Siehe ARNAV ICDS 2000 Pilotenhandbuch (572-0550D) vom Dezember 1999 für genaue Betriebsverfahren und spezifische Anzeigeinformationen.

Der BF Goodrich Aerospace WX-500 Weather Mapping Sensor (Stormscope) erfasst elektrische Entladungen in Verbindung mit Gewittern und zeigt die Aktivität auf dem ARNAV ICDS 2000 Multi-Function Display an. Das System besteht aus einer Antenne, die auf dem Rumpf direkt vor dem hinteren Fenster installiert ist, und einem Prozessor, der unter dem hinteren Gepäckraumboden installiert ist. Die Antenne registriert die elektrischen und magnetischen Felder, die durch elektrische Entladungen in und zwischen den Wolken auftreten, innerhalb von 200 nm vom Flugzeug und sendet diese Entladungsdaten an den Prozessor. Der Prozessor digitalisiert, analysiert diese Entladungssignale und setzt sie in Entfernungen und Richtungsdaten um. Diese werden dann alle zwei Sekunden an das MFD gesandt. Der Stormscope-Prozessor wird durch den 3-A-Stromkreisunterbrecher (STORMSCOPE) am Avionics Non-essential Bus mit 28 Volt Gleichstrom versorgt.

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Garmin GTX 327 Transponder

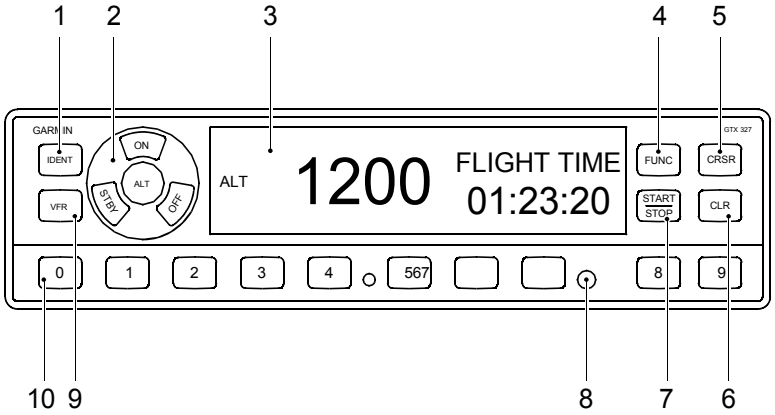
Wenn ein Garmin GTX 327 Transponder im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs (Handbuch) eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved Joseph C Mieso Date 26 Dec 2000

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Das Flugzeug ist mit einem Garmin GTX 327 ATC Mode A/C (Identifizierung und Höhe) Transponder mit Squawk-Fähigkeit ausgestattet. Dieser Anhang enthält eine komplette Betriebsanweisung für den GTX 327. Keine weiteren Informationen müssen im Flugzeug mitgeführt werden.



1. Identifizierungs-Taste
2. Moduswahlschalter
   a. AUS
   b. STBY (Standby)
   c. EIN
   d. HÖHE
3. Displayfenster
4. FUNC-Taste (Funktionstaste)
5. CRSR (Cursor)
6. CLR-Taste
7. START/STOP-Taste
8. Fotozelle
9. VFR-Taste
10. Wahlschalter
    a. 0-7 - Code-Auswahl
    b. 8-9 - Helligkeit/Kontrastanzeige

SR2_FM09_1501

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Keine Änderung

Abschnitt 3 - Notverfahren

Keine Änderung

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

• Hinweis •

Die erwartete Reichweite des GTX 327 ist auf „Sichtweite“ begrenzt. Niedrige Höhe oder Abschirmung der Flugzeugantenne durch das Flugzeug kann die Reichweite noch mehr reduzieren. Die Reichweite kann durch Ansteigen auf eine höhere Höhe verbessert werden.

Nach Anlassen des Motors

1. Avionikschalter ..... EIN

   Der Transponder schaltet sich im STBY-Modus ein. Der Transponder ist dann zwar eingeschaltet, reagiert aber nicht auf Abfragen des ATC Secondary Surveillance Radars.

Vor dem Start

1. Transpondermodus-Wahlschalter ..... ALT

   Wenn sich der Transponder im STBY-Modus befindet, schaltet er sich beim Start nach Erreichen von ca. 35 Knoten Bodengeschwindigkeit automatisch auf ALT um. Der Transponder reagiert auf ATC Mode C (Höhe und Identifizierung) Abfragen.

• Hinweis •

Wenn der Transponder auf ON gestellt wird, arbeitet er nur im Mode A (nur Identifizierung). Der Transponder reagiert auf Mode C (Höhe) Abfragen mit Signalen, die keine Höheninformationen enthalten.

Nach der Landung

1. Transpondermodus-Wahlschalter ..... STBY oder OFF

Wenn sich der Transponder im ALT-Modus befindet, schaltet er sich nach dem Aufsetzen bei ca. 35 Knoten Bodengeschwindigkeit automatisch auf STBY um.

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Änderung

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Dieser Anhang beschreibt bestimmte Verfahren für die Verwendung des GTX 327 Transponders im SR20 sowie eine allgemeine Beschreibung der Einheit. Für eine detaillierte Beschreibung des GTX 327 *siehe GARMIN GTX 327 Mode A/C Transponder Pilots Guide*, Teilnr. 190-00187-00 Änderung A (Feb 2000) oder später.

Das Garmin GTX 327 Transpondersystem besteht aus einer integrierten Empfänger/Sender-Einheit, einer Antenne und einem Höhendigitalisierer. Der Empfänger/Sender empfängt Abfragen von einem sekundären Radarsender am Boden und überträgt dann an das abfragende Air Traffic Control Center. Die digitalisierten Höheninformationen werden von einem Höhendigitalisierer (Encoder) geliefert, der mit dem Statiksystem des Flugzeugs verbunden ist. Der Transponder und die integrierten Regler sind in der Mittelkonsole des Flugzeugs montiert. Der Transponder bietet ein aktives Code-Display, Code-Auswahl, IDENT-Knopf und Testfunktionen. Das Display ist bei Tageslicht lesbar und wird durch eine Fotozelle automatisch gedämmt. Die Reglertasten werden durch den INST-Lichtschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels gedämmt. Die Transponderantenne ist an der Unterseite des Rumpfs direkt hinter dem Brandschott montiert.28 V Gleichstrom für den Transponderbetrieb wird durch den Avionik-Hauptschalter auf der Grundplatte des Instrumentenpanels geregelt.28 V Gleichstrom für den Betrieb von Empfänger, Sender und Höhenencoder wird über den 2-A-Stromkreisunterbrecher (ENCODER/XPONDER) am Avionics Essential Bus zugeführt.

Moduswahlschalter

Die Moduswahlschalter befinden sich direkt links vom Anzeigefenster und sind in einem Kreis angeordnet. Der gewählte Modus wird auf der linken Seite des Displays direkt neben den Wahlschaltern angezeigt. Die fünf Schalterpositionen sind:

OFF - Schaltet die Stromversorgung des GTX 327 Transponders aus. Beim Anlassen des Triebwerks sollte der Transponder immer ausgeschaltet sein. Bei normalem Betrieb kann der Transponder auf STBY gestellt bleiben und der Avionik-Schalter zur Regelung des Systemstroms verwendet werden.

STBY - Transponder läuft im Standby-Modus. Der zuletzt aktive Identifizierungscode ist gewählt. Im STBY-Modus antwortet der Transponder auf keine Abfragen vom ATC Secondary Ground Surveillance Radarsystem. Das ist die normale Stellung für den Bodenbetrieb des SR20.

• Hinweis •

Beim Landen wird bei Verlangsamung auf eine Bodengeschwindigkeit von 35 Knoten automatisch in den STBY-Modus umgeschaltet.

ON - Der GTX 327 läuft in Mode A (Identifizierungsmodus). Der zuletzt aktive Identifizierungscode ist gewählt. Neben der Identifizierung des Flugzeugs antwortet der Transponder auch auf Höhenabfragen (Mode C) mit Signalen, die keine Höhendaten enthalten.

ALT - Schaltet den Transponder in Mode A und Mode C, wobei Identifizierung und Höhe gemeldet werden. Der Transponder reagiert auf Abfragen durch Übertragung des Flugzeug-Identifizierungscodes und der Standarddruckhöhe (29,92 Zoll Hg).

• Hinweis •

Beim Starten wird bei Erreichen einer Bodengeschwindigkeit von 35 Knoten automatisch vom STBY-Modus in den ALT-Modus umgeschaltet.

Code-Wahlschalter

Zur Codeauswahl werden die acht Wahltasten (0 - 7) direkt unter dem Display verwendet. Jeder der 4096 aktiven Identifizierungscodes kann gewählt werden. Der gewählte Code muss den Anweisungen für IFR-Flug oder den Regeln für die Transponder-Verwendung bei VFR-Flug entsprechen.

Der Transponder-Code des Flugzeugs wird zur besseren Tracking-Fähigkeit des ATC verwendet. Deshalb darf der Transponder bei Codeänderungen nicht auf STBY geschaltet werden.

Eingabe eines neuen Codes

1. Die CLR-Taste drücken, um den aktuellen Code zu entfernen.
2. Anhand der Zahlentasten 0 - 7 den neuen Code eingeben. Der neue Code wird erst aktiviert, nachdem die letzte (vierte) Stelle eingegeben wurde. Durch Drücken der CLR-Taste wird der Cursor jeweils um eine Stelle zurück bewegt. Durch Drücken der CRSR-Taste während der Code-Eingabe wird der Cursor entfernt und die Eingabe abgebrochen.

• Hinweis •

Bei routinemäßigen Codeänderungen muss eine versehentliche Wahl des Codes 7500 sowie aller Codes innerhalb der 7600-Reihe (7600 - 7677) und 7700-Reihe (7700 - 7777) unbedingt vermieden werden. Diese Codes lösen spezielle Indikatoren in automatisierten Einrichtungen aus. 7500 wird als Entführungscode interpretiert.

Wichtige Codes

- 1200 - VFR-Code für jede Höhe in den USA
- 7000 - VFR-Code meistens in Europa verwendet
- 7500 - Flugzeugentführung
- 7600 - Kommunikationsverlust
- 7700 - Notfall
- 7777 - Militärische Interceptor-Operationen (Diesen Code niemals squawken)
- 0000 - Nur für militärische Verwendung (nicht zugänglich)

Reply-Lampe

Die Reply-Lampe ist das kleine umgekehrte Video „R“ direkt unter der Modusanzeige im Displayfenster. Die Reply-Lampe blinkt, wenn der Transponder auf Bodenabfragen antwortet. Die Lampe bleibt während des 18 Sekunden langen IDENT-Intervalls eingeschaltet.

IDENT-Taste

Durch Drücken der IDENT-Taste wird der Special Position Identification (SPI) Impuls ca. 18 Sekunden lang aktiviert, wodurch ATC diese Transponderantwort von anderen Antworten am Controller-Scope identifizieren kann. Die Reply-Anzeige auf dem Display leuchtet während des SPI-Impulses. Wenn der Controller zur „SQUAWK IDENT“ auffordert, muss die IDENT-Taste kurz gedrückt werden.

VFR-Taste

Durch Drücken der VFR-Taste wird der Transponder auf den vorprogrammierten VFR-Code (im Konfigurationsmodus gewählt und werkseitig auf 1200 eingestellt) zurück gesetzt. Durch erneutes Drücken der VFR-Taste wird der vorherige Identifizierungscode wieder hergestellt.

FUNC-Taste

Durch Drücken der FUNC-Taste werden die auf der rechten Seite des Displays gezeigten Daten geändert. Durch erneutes Drücken der FUNC-Taste, wechselt das System zu den nächsten Daten. Angezeigte Daten sind: Druckhöhe, Flugzeit, Count Up Timer, Count Down Timer, Kontrast und Display-Helligkeit.

PRESSURE ALT - Zeigt die Druckhöhe in Fuß an. Ein Pfeil rechts neben der Höhe zeigt, ob das Flugzeug steigt oder absteigt.

FLIGHT TIME - Zeigt die Flugzeit. Der Timer erhält die Bodengeschwindigkeit vom GPS1. Die Flugzeit beginnt, wenn beim Starten 35 Knoten Bodengeschwindigkeit erreicht sind und sie endet bei Verlangsamung auf unter 35 Knoten bei der Landung.

COUNT UP TIMER - Zählt nach oben und wird mit der START / STOP-Taste geregelt. Durch Drücken der CLR-Taste wird das Display auf Null zurück gesetzt.

COUNT DOWN TIMER - Zählt nach unten und wird mit der START / STOP-Taste geregelt. Zum Einstellen der Anfangszeit werden die CRSR-Taste und die Zahlentasten 0 - 9 verwendet. Durch Drücken der CLR-Taste wird der Timer auf den Anfangswert zurück gesetzt.

CONTRAST - Ermöglicht die Einstellung des Kontrasts der Anzeige. Wenn CONTRAST gewählt ist, kann der Kontrast durch Drücken der Taste 8 reduziert und durch die Taste 9 erhöht werden.

DISPLAY - Die Display-Funktion steht bei dieser Installation nicht zur Verfügung. Die Helligkeit wird automatisch durch eine Fotozelle im Front-Panel geregelt.

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

S-Tec System 55X Autopilot

Wenn der S-Tec System Fifty Five X Autopilot im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

• Hinweis •

Diese Revision der Ergänzung des POH vom 12-07-04 ersetzt die ursprüngliche Ausgabe dieser Ergänzung vom 10-10-03.

FAA Approved Joseph C Mieras Date Oct 10 2003

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem S-TEC System 55X Autopilot ausgestattet. Das System 55X ist ein zweiachsiger Autopilot. Das System besteht aus einem Flugprogrammierer/Computer, Höhenencoder, Höhen-Selektor/Alerter, Wendekoordinator und HSI. Modus und Steiggeschwindigkeit werden am Programmierer/ Computerpanel ausgewählt. Ein Knopf an jedem Steuerhorngriff ermöglicht die Deaktivierung des Autopilotsystems. Der Autopilot nimmt Roll-Änderungen über den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone vor und Pitch-Änderungen für die Höhenhaltung über den Pitch-Trimmmotor. Merkmale des S-TEC System 55X Autopilotsystems im SR20:

- Heading Haltung und Befehl
- NAV/LOC/GPS/GS Tracking, High und Low Empfindlichkeit, GPSS Roll-Lenkung sowie automatisches 45° Kurs-Intercept.
- Höhenhaltung und Befehl
- Steiggeschwindigkeit Haltung und Befehl.

Siehe S-Tec System Fifty-Five X Autopilot Pilotenhandbuch (POH), P/ N 87109 vom 8. November 2000 oder später für ausführliche Betriebsverfahren und eine Beschreibung der implementierten Betriebsarten. Das System 55X POH enthält auch detaillierte Verfahren für GPS und VOR Course Tracking, Front Course und Back Course Localizer Anflüge sowie Glideslope Tracking.

• Hinweis •

Bei der Implementierung des System 55X Autopilot im SR20 werden der optionale externe Anzeiger, Roll-Servo und optionale Trimm-Servo nicht verwendet. Deshalb sollten alle Bezugnahmen auf diese Geräte im Pilotenhandbuch ignoriert werden. Diese Installation verwendet auch keinen CWS-Schalter (Control Wheel Steering) oder AUTOPILOT MASTER-Schalter.

Bei dieser Installation werden die Pitch- und Rolltrimmungsaktoren für Lenkungsänderungen verwendet. Deshalb ist die automatische Trimmfunktion des Systems 55X nicht implementiert. Alle Bezugnahmen auf diese Funktion im S-Tec System 55X Pilotenhandbuch können ignoriert werden.

Roll- und Pitchinformationen werden auf dem Höhenanzeiger angezeigt. Der Autopilot Flight Director gehört nicht zu dieser Installation.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die Verwendung des Autopilot bei über 185 KIAS ist verboten.
2. Der Autopilot darf zum Starten und Landen nicht aktiviert sein.
3. Der Autopilot muss für verfehlten Anflug, Umgehung und Durchstarts deaktiviert sein.
4. Bei Autopilot-Betrieb mit Höhenhaltung bei Fluggeschwindigkeiten unter 95 KIAS müssen die Klappen auf 50% eingestellt sein.
5. Der Klappenausschlag ist beim Autopilot-Betrieb auf 50% begrenzt.
6. Der Autopilot muss beim Durchfliegen von moderater sowie starker Turbulenz abgeschaltet sein.
7. Mindesthöhe zum Einschalten des Autopiloten ist 400 Fuss AGL.
8. Die Midestgeschwindigkeit fuer das Einschalten des Autopiloten ist 1.2 Vs in der jeweiligen Konfiguration.
9. Fuer VOR/GPS und ILS Gleitpfad und Localizer Intercept, Capture, und Verfolgung bestehen die folgenden Begrenzungen:
    a. Der Autopilot muss spätestens 100 Fuss nach passieren der Minimum Descent Altitude abgeschaltet werden.
    b. Der Autopilot muss abgeschaltet werden, sollte die Kursabweichung während des Anflugs mehr als 50% betragen. Danach muss der Anflug dann manuell weitergeführt werden.
    c. Eine maximale Seitenwindkomponente von 12 kts zwischen dem missed approach point und dem auesseren marker.
    d. Intercept des Localizer sollte mindestens 5 Meilen außerhalb des äußeren Markers erfolgen.
    e. Wenn die Seitenwindkomponente höher als 12 Knoten und weniger als 17 Knoten ist, muss das Intercept mindestens 10 Meilen außerhalb des äußeren Markers erfolgen.

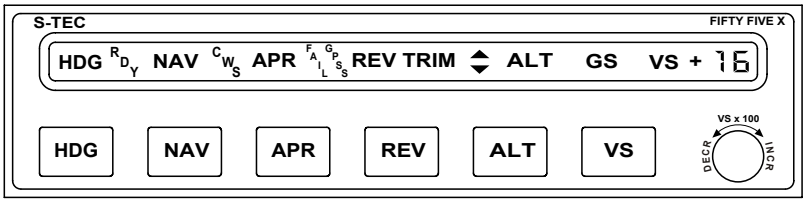
f. Der Intercept-winkel darf nicht grösser sein als ein 45 grad Intercept.

g. Das ILS wird bei normaler Anfluggeschwindigkeit und innerhalb der in diesem Flughandbuch festgelegten STC- oder TC-Geschwindigkeitsgrenzen geflogen.

h. Die Klappen sollten vor dem äußeren Marker in die Anflugstellung ausgefahren sein. Während dem Autopilot-Anflug sollten keine weiteren Veränderungen an der Klappenstellung vorgenommen werden.

i. Der Glideslope wird so geflogen, dass sich der Glideslope automatisch aktivieren kann oder, wenn manuell aktiviert, nicht mehr als 15% über dem Gleitwinkel.

10. Das S-TEC System Fifty Five X Pilotenhandbuch, Teilnr. 87109 vom 8. November 2000 oder später muss stets im Flugzeug mitgeführt und während des Flugs griffbereit sein.



SR2_FM09_1509

Abbildung - 1
System 55X Autopilot Programmierer/Computer

Abschnitt 3 - Notverfahren

Autopilot-Störung

Siehe Elektrische Trimmung/Autopilot-Ausfall im Grundhandbuch (POH) zum SR20. Der Autopilot darf nicht erneut aktiviert werden, bis die Störung identifiziert und behoben wurden. Der Autopilot kann wie folgt deaktiviert werden:

1. Durch Drücken des A/P DISC/Trim-Schalters am Steuerhorn.
2. Durch Herausziehen des AUTOPILOT-Leistungsschalters am Essential Bus.

Höhenverluste während einer Rollachsen-Autopilot-Störung und des Abfangens:

Flugphase	Neigungswinkel	Höhenverlust
Steigflug	30°	Keiner
Reiseflug	55°	100 Fuß
Abstieg	55°	120 Fuß
Manövrieren	10°	Keiner
Anflug	0°	20 Fuß

Höhenverluste während einer Pitchachsen-Autopilot-Störung und des Abfangens:

Flugphase	Höhenverlust
Reiseflug	200 Fuß
ILS	25 Fuß

Systemausfall und Warnmeldungen

Wenn eine der folgenden Warnmeldungen bei niedriger Höhe oder beim Instrumentenanflug ausgegeben werden, muss der Autopilot deaktiviert und je nach Situation eine Umgehung oder ein verfehlter Anflug durchgeführt werden. ATC über das Problem informieren. Nicht versuchen, die Störung zu beheben, bis eine sichere Höhe und ein sicherer Manövrierbereich erreicht ist oder eine sichere Landung durchgeführt wurde.

Anzeige	Zustand	Maßnahme
RDY blinkt mit hörbarem Ton und erlischt.	Wendekoordinator-Gyrodrehzahl niedrig. Der Autopilot deaktiviert sich und kann nicht mehr aktiviert werden.	Stromversorgung zum Wendezeiger prüfen.
NAV, REV oder APR blinkt.	Abweichung vom Navigationskurs um 50% (Nadel) oder mehr.	HDG-Modus einsetzen, bis das Problem identifiziert wurde. Überprüfung mit Vergleich der rohen NAV-Daten, Kompassrichtung und Funk.
NAV, REV oder APR blinkt und FAIL leuchtet konstant.	Ungültiges Funknavigationssignal.	Richtigen Empfang des Nav-Funkgeräts prüfen. HDG-Modus einsetzen, bis das Problem behoben wurde.
VS blinkt.	Steiggeschwindigkeitsfehler, zu hoch über der gewählten Steiggeschwindigkeit. Tritt beim Steigflug auf.	VS-Befehl und/oder Leistung entsprechend reduzieren.
GS blinkt.	Abweichung von der Glideslope-Mittellinie um 50% (Nadel) oder mehr.	Höhe und Leistung überprüfen. Leistung entsprechend anpassen.
GS blinkt und FAIL leuchtet konstant.	Ungültiges Glideslope-Funknavigationssignal.	Autopilot deaktivieren und eine Umgehung oder einen verfehlten Anflug durchführen. ATC benachrichtigen.
GS und ALT blinken.	Manueller Glideslope deaktiviert.	Durch Drücken der NAV-Modustaste wieder aktivieren.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Siehe Abschnitt 7 - Systembeschreibung für eine Beschreibung des Autopiloten und Höhenselektors und deren Betriebsarten.

• WARNUNG •

Der Pilot muss die Triebwerkleistung überwachen und steuern, um ein Absterben des Motors in den Autopilot-Modi für Höhenhaltung oder Steigflug zu vermeiden.

Autopilot-Test vor dem Flug

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN

   Beachten Sie, dass alle Autopilot-Anzeigen außer CWS und TRIM aufleuchten. Nach ca. 5 Sekunden erlöschen die Lampen wieder. Wenn der Wendekoordinator-Gyro die Betriebsdrehzahl erreicht hat, leuchtet die RDY-Lampe auf.
3. Heading-Modus ..... TEST
   a. Den HDG-Bug am HSI unter der Lubber Line am HSI zentrieren.
   b. Die HDG-Taste am Autopilot-Moduswahlschalter kurz drücken. Die HDG (Heading) Lampe leuchtet auf.
   c. Dann den HDG-Knopf am HSI nach links und dann nach rechts drehen. Die Steuerhörner folgen der Bewegung des Knopfes. Dann den HDG-Bug auf die Lubber Line zurück drehen.
4. Variometer ..... TEST
   a. Die VS-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Die VS Lampe leuchtet bei VS+0 auf.
   b. Den VS-Knopf auf 500 FPM Up (+5) drehen. Nach einer kurzen Verzögerung bewegt sich das Steuerhorn nach hinten.
   c. Den VS-Knopf auf 500 FPM Down (-5) drehen. Nach einer kurzen Verzögerung bewegt sich das Steuerhorn nach vorne.

5. Altitude Hold ..... TEST
    a. Die ALT-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Die ALT-Anzeige leuchtet auf, die VS-Anzeige erlischt und das Steuerhorn bewegt sich nicht.
6. Übersteuerungstest:
    a. Das Steuerhorn greifen und linkes Querruder, rechtes Querruder, Bug nach oben und Bug nach unten einleiten, um den Autopiloten zu übersteuern. Die Übersteuerung sollte reibungslos ohne Geräusche oder ruckartige Bewegungen erfolgen.
7. Funkprüfung:
    a. Das NAV1-Funkgerät einschalten und mit gültigem NAV-Signal VLOC für die Anzeige auf dem HSI wählen.
    b. Den Autopilot-Programmierer/Computer verwenden, um den NAV-Modus zu wählen und OBS so stellen, dass sich die VOR-Abweichungsnadel nach links oder rechts bewegt. Die Steuerhörner folgen der Nadelbewegung.
8. Autopilot-Deaktivierungstests:
    a. Den Pilot A/P DISC/Trim-Schalter (am Steuerhorn) drücken. Darauf achten, ob sich der Autopilot deaktiviert. Das Steuerhorn bewegen, um zu bestätigen, das die Pitch- und Rollsteuerung frei und ohne Einschränkung der Kontrolle oder Klemmung funktioniert.
    b. Diese Schritte mit dem A/P DISC/Trim-Schalter des Copiloten wiederholen.

Verfahren im Flug

1. Autopilot RDY-Lampe ..... PRÜFEN OB EIN
2. Flugzeug entsprechend der Flugbedingungen trimmen.
3. Den gewünschten Modus durch Drücken der Moduswahltaste am Programmierer/Computer des Autopiloten einstellen.

Heading-Modus

1. Zuerst ein Heading am HSI innerhalb 10° des aktuellen Headings wählen.

2. Die HDG-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Die HDG-Anzeige leuchtet auf und das Flugzeug wendet in die gewählte Richtung.
3. Dann den HDG-Knopf am HSI verwenden, um die gewünschten Heading-Änderungen vorzunehmen.

Altitude Hold-Modus

1. Das Flugzeug manuell auf die gewünschte Höhe fliegen und dann horizontal fliegen.

   • Hinweis •

   Für einen glatten Übergang auf die Höhenhaltung sollte die Steig- oder Abstiegrate bei gewähltem Altitude Hold-Modus weniger als 100 Fuß/Minute betragen.

2. HDG oder NAV drücken, um einen Rollmodus zu aktivieren. Die entsprechende Anzeige leuchtet auf.

   • Hinweis •

   Ein Rollmodus muss vor dem Pitch-Modus aktiviert werden.

3. Die ALT-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Der ALT-Anzeiger leuchtet auf und zeigt damit an, dass der Modus aktiviert ist und der Autopilot die aktuelle Höhe halten wird.

   • Hinweis •

   Bei einer manuellen Höhenänderung des Flugzeugs wird der Höhenhaltemodus nicht deaktiviert. Der Autopilot gibt dann einen Befehl zur Pitch-Änderung aus um die Höhe nach Freigabe des Steuereingangs wieder aufzunehmen.

4. Zur Synchronisierung der Höhe auf eine andere Höhe den VS-Knopf am Programmierer/Computer drehen. Bei Rechtsdrehung wird die Höhe mit jedem Klick um 20 Fuß erhöht und bei Linksdrehung um 20 Fuß reduziert. Die maximale Einstellung ist ±360 Fuß. Einstellungen über 360 Fuß können im VS-Modus vorgenommen werden, wobei das Flugzeug auf die neue Höhe geflogen und dann der ALT-Modus wieder aktiviert wird.

Steigfluggeschwindigkeitsmodus

1. Zuerst die gewünschte Steigfluggeschwindigkeit manuell etablieren.
2. HDG oder NAV drücken, um einen Rollmodus zu aktivieren. Die entsprechende Anzeige leuchtet auf.

• Hinweis •

Ein Rollmodus muss vor dem Pitch-Modus aktiviert werden.

3. Die VS-Taste am Programmierer/Computer drücken, um den Steigfluggeschwindigkeitsmodus zu aktivieren. Wenn dieser Modus aktiviert ist, synchronisiert der Autopilot auf die zum Zeitpunkt der Modusaktivierung gültige Steiggeschwindigkeit und hält diese aufrecht.

• Hinweis •

Die Steiggeschwindigkeit wird in 100-Fuß-Inkrementen auf dem Programmierer/Computer oder am Variometer am PFD angezeigt. Ein Pluswert (+) zeigt Steigflug an und ein Minuswert (-) zeigt Abstieg an.

4. Die Geschwindigkeit kann durch Drehen des VS-Knopfes am Programmierer/Computer oder wenn VSI-Bug gewählt ist, am rechten Knopf des PFD justiert werden.

• Hinweis •

Eine blinkende VS-Modusanzeige weist auf einen zu hohen Unterschied zwischen tatsächlicher und gewählter vertikaler Geschwindigkeit an (meistens beim Steigflug). Der Pilot sollte dann die Leistung oder die gewählte vertikale Geschwindigkeit entsprechend anpassen.

GPS Tracking und GPS Approach

1. Mit einem zuverlässigen, am NAV-Empfänger gewählten Signal beginnen.
2. Den gewünschten Kurs am HSI wählen und ein Intercept-Heading festlegen.
3. Die NAV-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Die NAV- und GPSS-Modusanzeigen leuchten auf.

• Hinweis •

Wenn die Kursnadel auf Full-Scale-Abweichung steht, richtet der Autopilot das Flugzeug auf ein Heading für 45° Intercept mit dem gewählten Kurs. Wenn sich das Flugzeug dem Kurs nähert flacht der Autopilot den Intercept-Winkel reibungslos ab. Der Pilot kann einen Intercept-Winkel unter der Standardeinstellung von 45° wählen, indem er das gewünschte Intercept-Heading mit dem HSI HDG-Bug einstellt, dann HDG gedrückt hält und zwei Mal die NAV-Taste am Autopilot-Computer drückt (NAV, HDG und GPSS werden angezeigt). Wenn die Auf-Kurs-Intercept-Wendung beginnt, wird der HDG-Modus deaktiviert und die Anzeige erlischt.

Wendungen im GPSS-Modus können die Standardrate um 20% bis 30% übersteigen.

Im NAV-Modus während der Verfolgung eines GPS- oder VOR/LOC-Signals arbeitet der Autopilot während der Intercept-Sequenz mit maximaler Verstärkung und Empfindlichkeit (90% der Standardrate). Wenn der gewählte Kurs abgefangen wird, zentriert sich die Kursabweichungsnadel und das Kurs-Tracking-Programm wird aktiviert. Das System bleibt ca. 15 Sekunden auf maximale Empfindlichkeit eingestellt, während der Windkorrekturwinkel festgelegt wird. Die maximale Wenderate wird dann auf die Standardrate von 45% reduziert. Nach etwa 60 Sekunden wird die maximale Wenderate auf 15% Standardrate reduziert.

4. Für eine erhöhte Empfindlichkeit beim GPS-Anflug oder wenn für Reisflug-Tracking gewünscht, kann die APR-Taste am Autopilot-Computer gedrückt werden. Die NAV, GPSS und APR Anzeigen leuchten auf. Unter Verwendung von HDG die Wendung durchführen. GPSS wieder aktivieren, um den Anflug fertig zu stellen.

VOR Tracking und VOR-LOC Approach

1. Mit einem zuverlässigen, am NAV-Empfänger gewählten VOR- oder VOR-LOC-Signal beginnen.
2. Den gewünschten Kurs am HSI wählen und ein Intercept-Heading festlegen.

3. Die NAV-Taste am Programmierer/Computer des Autopiloten drücken. Der NAV-Modus leuchtet auf. Kurs-Interception und Tracking erfolgen wie unter GPS Tracking und GPS Approach beschrieben.
4. Für eine Stationspassage den HDG-Bug auf innerhalb 5° des gewählten Kurses stellen.

• Hinweis •

Wenn sich der HDG-Bug innerhalb 5° von der Mitte befindet und die Kursabweichung weniger als 10% beträgt, legt der Autopilot sofort die niedrigste Empfindlichkeitsstufe fest und begrenzt die Wenderate auf ein Maximum von 15% der Standardrate.

5. Für eine erhöhte Empfindlichkeit beim Anflug oder wenn für Reisflug-Tracking gewünscht, kann die APR-Taste am Autopilot-Computer gedrückt werden. Die NAV und APR Anzeigen leuchten auf.

Glideslope Intercept und Tracking

1. Mit einem zuverlässigen, am NAV-Empfänger gewählten ILS-Signal beginnen.
2. Am Autopilot NAV und APR wählen. Das Flugzeug muss sich innerhalb 50% Nadelabweichung der Localizer-Mittellinie befinden.
3. ALT-Modus wählen. Das Flugzeug muss sich beim Anfliegen des Intercept-Punktes 60% oder mehr unter der Glideslope-Mittellinie befinden. Wenn die obigen Bedingungen 10 Sekunden lang erfüllt sind, aktiviert sich der GS-Modus, der GS-Anzeiger leuchtet auf und bleibt eingeschaltet. Bei Eintreten des Glideslope-Intercept erlischt die ALT-anzeige und das System verfolgt den Gleitwinkel.

• Hinweis •

Wenn die Anflug-Vektorfunktion erfasst, dass sich das Flugzeug am Intercept-Punkt zu nahe am Gleitwinkel befindet (meistens der äußere Marker), kann der GS-Modus durch einmaliges Drücken der ALT-Taste manuell aktiviert werden. Nach Erfassung leuchtet die GS-Anzeige auf und die ALT-Anzeige erlischt.

Abschnitt 5 - Leistung

Die Installation des S-Tec System 55X Autopilot hat keinen Einfluss auf die Leistung des Flugzeugs.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Die Installation des S-Tec System 55X Autopilot hat keinen Einfluss auf Gewicht und Schwerpunkt des Flugzeugs.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Autopilot

Das Flugzeug ist mit einem S-Tec System 55X zweiachsigen Automatic Flight Control System (Autopilot) ausgestattet. Der Autopilot-Programmierer/Computer ist in der Mittelkonsole installiert.

Die Autopilot-Rollachse verwendet einen geneigten Gyro im Gehäuse des Wendekoordinators als primären Wende- und Rollratensensor. Neben dem Wendekoordinator empfängt der Rollachsencomputer Signale vom HSI und vom 1. NAV/GPS-Funkgerät. Der Rollachsencomputer berechnet die Rolllenkungsbefehle für Wendungen, Funk-Intercepts und Tracking. Die Rollachsenlenkung erfolgt über Autopilot-Lenkbefehle an den Querruder-Trimmmotor und die Federpatrone.

Der Pitchcomputer empfängt Höhendaten vom Druckwandler des Höhenencoders, der in das Statiksystem integriert ist, einem Beschleunigungsmesser und Gleitwinkeldaten vom HSI und vom 1. NAV-Funkgerät. Pitchachsenbefehle für die Höhenhaltung, vertikale Geschwindigkeitshaltung und Glideslope-Tracking werden vom Pitchcomputer an den Höhenrudertrimm-Motor und die Trimmpatrone ausgegeben.

28 V Gleichstrom für den Autopilot und den Höhenselektor/Alerter werden über den 5-A-Stromkreisunterbrecher (AUTOPILOT) am MAIN BUS 1 zugeführt.

Alle Autopilot-Modi werden unter Verwendung der Moduswahlschalter und des VS-Knopfes am Autopilot-Programmierer/Computer in der Mittelkonsole ausgewählt. Anzeigelampen am Programmierer/Computer zeigen die jeweiligen Modi an. Der Programmierer/Computer ist auf *Abbildung 1* dargestellt.

RDY (Ready) Lampe - leuchtet grün, wenn der Autopilot für die Aktivierung bereit ist. Wenn der Batterie-Hauptschalter des Flugzeugs eingeschaltet ist und die Rate-Gyro-Drehzahl stimmt, leuchtet die grüne RDY-Lampe auf und zeigt somit an, dass der Autopilot für die Funktionsprüfung und den Betrieb bereit ist. Der Autopilot kann nicht aktiviert werden, wenn die RDY-Lampe nicht leuchtet.

HDG (Heading) Modus - Wenn der HDG-Modus gewählt ist, wendet der Autopilot das Flugzeug auf den gewählten Kurs und folgt dann dem eingestellten Heading. Nachfolgende Änderungen können unter Verwendung des HDG-Knopfes am HSI vorgenommen werden. Für einen glatten Übergang auf HDG sollte das Flugzeug vor Aktivierung der Höhenhaltung (HDG) auf innerhalb 10º des eingestellten Headings ausgerichtet werden. Der HDG-Modus wird auch in Verbindung mit dem NAV-Modus verwendet, um einen vom Piloten gewählten Intercept-Winkel für einen Kurs einzustellen.

NAV (Navigation) Modus - Wenn NAV gewählt ist, übernimmt der Autopilot Intercept und Tracking der GPS-, VOR- und Localizer-Kurse. Für Kurs-Intercept mit Full-Scale-Abweichung, stellt der Autopilot automatisch einen 45°-Intercept-Winkel bei maximaler Verstärkung und Empfindlichkeit ein (Wendung ist auf 90% der Standardrate begrenzt). Der Punkt, dem die Kurserfassung beginnt, hängt von der Näherungsrate und der Flugzeugposition ab. Wenn der Kurs abgefangen wird und die HSI Kursnadel zentriert ist (zeigt die Kurserfassung an), leitet der Autopilot automatisch ein Tracking-Gain-Programm ein, um die Wenderate auf 45% der Standardrate und dann 15% Standardrate zu reduzieren.

REV (Reverse Course) - Wenn REV gewählt ist, führt der Autopilot automatisch eine hohe Empfindlichkeitsverstärkung für den Anflug ein, wobei ein Tracking des abgehenden Frontkurses und des eingehenden Rückkurses notwendig ist. Die APR- und REV-Anzeigen leuchten, wenn REV gewählt ist.

APR (Approach) - Wenn APR gewählt ist, liefert der Autopilot erhöhte Empfindlichkeit für VOR- oder GPS-Anflüge. APR kann auch für eine erhöhte Empfindlichkeit beim Reiseflug-Tracking verwendet werden.

GS (Glideslope) - Die GS-Funktion des Autopiloten erfasst und verfolgt einen ILS-Glideslope. Zur Aktivierung der GS-Funktion müssen folgende Bedingungen erfüllt sein: (1) der NAV-Empfänger muss eingeschaltet und auf die entsprechende ILS-Frequenz

eingestellt sein; (2) das Glideslope-Signal muss gültig sein - keine Flag; (3) der Autopilot muss auf NAV/APR/ALT-Modi eingestellt sein; und (4) das Flugzeug muss sich beim Anflug des Intercept-Punktes 60% oder mehr unter der Glideslope-Mittellinie und am Intercept-Punkt (meistens der äußere Marker) innerhalb 50% Nadelabweichung von der Localizer-Mittellinie befinden. Wenn die obigen Bedingungen 10 Sekunden lang erfüllt sind, aktiviert sich der GS-Modus, der GS-Anzeiger leuchtet auf und bleibt eingeschaltet. Nach Abfangen und Erfassen des Gleitwinkels erlischt die ALT-Anzeige.

ALT (Altitude Hold), Modus - Wenn ALT gewählt ist, hält der Autopilot die Höhe, die zum Zeitpunkt der Wahl dieses Modus aktuell war. Die Höhenhaltung wird nicht aktiviert, wenn kein Autopilot-Rollmodus aktiviert ist. Höhenkorrekturen für barometrische Druckveränderungen beim Reiseflug können durch Drehen des VS-Knopfes am Autopilot-Programmierer/Computer vorgenommen werden. Bei Rechtsdrehung wird die Höhe mit jedem Klick um 20 Fuß erhöht und bei Linksdrehung um 20 Fuß reduziert. Die maximale Einstellung ist ±360 Fuß. Einstellungen über 360 Fuß können im VS-Modus vorgenommen werden, wobei das Flugzeug auf die neue Höhe geflogen und dann der ALT-Modus wieder aktiviert wird.

VS (Vertical Speed) Modus - Wenn VS gewählt ist, synchronisiert der Autopilot auf die zum Zeitpunkt der Modusaktivierung gültige Steiggeschwindigkeit und hält diese aufrecht. Die Höhenhaltung wird nicht aktiviert, wenn kein Autopilot-Rollmodus aktiviert ist. Die vertikale Geschwindigkeit wird in 100-Fuß-Inkrementen auf dem Programmierer/Computer ganz rechts neben der VS-Anzeige angezeigt. Ein Pluswert (+) zeigt Steigflug an und ein Minuswert (-) zeigt Abstieg an. Zur Justierung der vertikalen Geschwindigkeit den VS-Knopf am Programmierer/Computer drehen. Durch Rechtsdrehen des Knopfes wird die Steigrate (oder Abstiegsrate) mit jedem Klick um 100 FPM erhöht und bei Linksdrehung reduziert. Die maximale Einstellung beträgt ±1600 FPM.

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System

Wenn das Goodrich SkyWatch 497 im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved _____ Date 20 Aug 2001

for Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem Goodrich SkyWatch SKY497 Traffic Advisory System ausgestattet, das den Piloten eines mit einem Transponder ausgerüsteten Flugzeugs vor der Gefahr einer möglichen Kollision warnt. Die SkyWatch-Informationen werden auf dem GARMIN 430 Display angezeigt. Das Display zeigt die relative Entfernung, Richtung und Höhe des anderen Flugzeugs. Hörbare Warnungen sind in das Audiosystem des Flugzeugs integriert.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

• WARNUNG •

SkyWatch kann nur Flugzeuge erkennen, die mit funktionsfähigen Transpondern ausgestattet sind.

1. Die auf dem GARMIN 430 Display angezeigten Verkehrsdaten dienen als Hilfe zur visuellen Erkennung des Verkehrs. Piloten müssen das Flugzeug auf Basis der ATC oder positiver Sichterkennung des riskanten Flugverkehrs manövrieren.
2. Wenn der Pilot vom ATC aufgefordert wird, die Höhenmeldungen des Transponders zu deaktivieren, muss SkyWatch ausgeschaltet werden.
3. Das Goodrich SkyWatch Traffic Advisory System, Modell SKY497 Pilot's Guide, Teilnr. 009-10801-001 Änd. B (06.06.00) oder später muss bei Verwendung des SkyWatch stets griffbereit sein.
4. Der Zusatz zum GARMIN 400 Series Pilot's Guide „Display Interface for Traffic and Weather Data“, Teilnr. 190-001140-10 Änd. B oder später muss bei Verwendung des SkyWatch-Systems griffbereit sein.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Keine Änderung

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Nach Anlassen des Motors

1. Avionikschalter ..... EIN
2. SkyWatch schaltet sich ein, führt einen Selbsttest durch und schaltet dann in den STBY-Modus um.

   • Hinweis •

   Beim Startlauf schaltet sich das SkyWatch-System ca. 8 Sekunden nach dem Überschreiten von 35 KIAS automatisch in den Betriebsmodus um.

   Beim Landelauf schaltet sich das SkyWatch-System ca. 24 Sekunden nach dem Unterschreiten auf ca. 35 KIAS automatisch in den STBY-Modus um.

3. *Siehe GARMIN 400 Series Pilot's Guide Zusatz* „Display Interface for Traffic and Weather Data", Teilnr. 190-001140-10 Änd. B für Betriebsdaten zum SkyWatch, die in diesem Anhang nicht enthalten sind.

Vom Piloten eingeleitete Kontrolle von SkyWatch

Selbsttest

Neben dem Selbsttest beim Einschalten wird jede Minute automatisch ein Selbsttest durchgeführt. Wenn sich das SkyWatch-System im STBY- oder FAILED-Modus befindet, kann der Pilot unter Verwendung der GNS 430 Regler wie folgt einen Selbsttest einleiten:

1. Den kleinen PUSH CRSR-Knopf drehen und eine Verkehrs-/ Wetter-Seite suchen.
2. Auf dem Traffic-Bildschirm die MENU-Taste drücken, um die Menüseite aufzurufen.
3. Den kleinen PUSH CRSR-Knopf drehen, SELF TEST wählen und die ENT-Taste drücken.

Von der Standby-Anzeige wieder auf Normal wechseln.

Zum Anzeigen der Verkehrsinformationen muss SkyWatch aus STDBY geschaltet werden. Am Boden kann ein Umschalten vom STDBY-Modus nützlich sein, um den Luftraum vor dem Start abzusuchen. Verwendung der GNS 430 Regler:

1. Den Cursor aktivieren und STBY hervorheben.
2. Den kleinen PUSH CRSR-Knopf drehen und OPER? wählen.
3. Die ENT-Taste drücken, um SkyWatch in den OPER-Modus (Betrieb) umzuschalten. SkyWatch schaltet dann in den 6 nmi Anzeigebereich.

Wechseln von der Traffic-Anzeige zu Standby

In der Luft kann SkyWatch nicht auf Standby geschaltet werden. Mit dem Flugzeug am Boden können die GNS 430 Regler wie folgt verwendet werden:

1. Den Cursor aktivieren und OPER hervorheben.
2. Den kleinen PUSH CRSR-Knopf drehen und STBY? wählen.
3. Die ENT-Taste drücken, um SkyWatch in den STBY-Modus (Standby) umzuschalten.

Ändern der Höhenanzeige

1. Auf der Traffic-Anzeige den Cursor aktivieren, den aktuellen Modus hervorheben und mit dem kleinen PUSH CRSR-Knopf die Optionen abrollen.
2. Mit jeder Drehung wechselt die Anzeige und zeigt den Verkehr im gewählten Bereich (ABV, Suche nach oben; NRM, Normal: BLW, Suche nach unten oder UNR, Unbegrenzt). *Siehe Goodrich SkyWatch Traffic Advisory System Modell SKY497 Pilot's Guide*, Teilnr. 009-10801-001 Änd. B (06.06.00) oder später für Informationen zu den Anzeigebereichen.

Reaktion auf Verkehrsmeldungen

1. Wenn SkyWatch ein TA (Traffic Advisory) ausgibt, muss der Pilot versuchen, das gefährdende Flugzeug zu erkennen. ATC für Unterstützung rufen. Wenn das andere Flugzeug gesichtet ist, die normale Vorrangsprozeduren zur Aufrechterhaltung des Abstands durchführen.

   • Hinweis •

   Niemals ausschließlich auf Basis der auf dem Display gezeigten Verkehrsinformationen reagieren. Die auf dem Display gezeigten Informationen sind lediglich als Hilfe für die Erkennung des Verkehrs gedacht. Sie sind kein Ersatz für ATC und See & Avoid Verfahren.

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Durch SkyWatch wird folgendes optionales Zubehör (Sym = O) und die in der Tabelle aufgeführten Gewichte und Hebelarme hinzugefügt.

ATA/ Pos.	Beschreibung	Sym	Anz.	Teilnummer	Einheit Gewicht	Hebel arm
34-01	SkyWatch Inverter	4.	1	14484-001	0,5	118,0
34-02	SkyWatch Antenne Instl.	4.	1	14477-001	2,3	150,5
34-03	SkyWatch Track Box	O	1	14477-050	10,0	140,0
34-04	SkyWatch Kabel Instl.	O	1	14479-001	2,0	145,0

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

SkyWatch Modell SKY497 ist ein im Flug verwendetes Traffic Advisory System (TAS). SkyWatch überwacht einen Radius von ca. 6 nautischen Meilen um das Flugzeug durch Abfrage von Transpondern in dem überwachten Bereich und Feststellung, ob eine Kollisionsgefahr besteht. Zur Bestimmung, ob eine Kollisionsgefahr besteht, berechnet SkyWatch die Entfernung, Höhe, Richtung und Näherungsgeschwindigkeit aller mit Transpondern ausgestatteten Flugzeuge innerhalb des Bereichs von 6 nautischen Meilen. Wenn SkyWatch ein Flugzeug innerhalb einer horizontalen Entfernung von 0,55 nautischen Meilen und einer relativen Höhe von ±800 Fuß erfasst oder wenn ein Flugzeug einen Kurs einhält, der in 20 Sekunden (anderes Flugzeug ohne Höhenmeldung) oder 30 Sekunden (anderes Flugzeug mit Höhenmeldung) den Weg des SkyWatch-Flugzeugs kreuzen wird, gibt SkyWatch eine Verkehrswarnung (TA) aus. Die Traffic Advisories werden auf dem GNS 430 Display angezeigt und durch akustische Warnungen (Traffic, Traffic) über die Kopfhörer und Kabinenlautsprecher gemeldet.

SkyWatch kann über die GNS 430-Steuerung vom Piloten gesteuert werden. STBY (Standby), OPER (Operational) und SELF TEST Modi

sowie Höhenanzeigen (ABV, nach oben; NRM, normal: BLW, nach unten; oder UNR, unbegrenzt) können gewählt werden.

Das SkyWatch-System besteht aus einem Sender-/Empfängercomputer (TRC), der unter dem Pilotensitz direkt vor dem Spar-Tunnel installiert ist, und einer Richtantenne, die außen am Flugzeug über der Kabine installiert ist. Das System verwendet Eingänge vom Höhenencoder, dem Headingsystem (Gyro-slaving Verstärker) und einem Drehzahlschalter, der in das Pitotsystem integriert ist. 28 Volt Gleichstrom für das System wird durch den 5-A-Stromkreisunterbrecher (SKYWATCH) am Avionics Non-Essential Bus zugeführt.

• Hinweis •

Siehe Goodrich SkyWatch Pilot's Guide (Teilnr. 009-10801-001) für eine Beschreibung des SkyWatch-Systems.

Siehe GARMIN Zusatz „Display Interface for Traffic and Weather Data", Teilnr. 190-001140-10 für zusätzliche Betriebsinformationen und eine Beschreibung des Displays.

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

zum

Sandel Avionics SN3308 Navigation Display

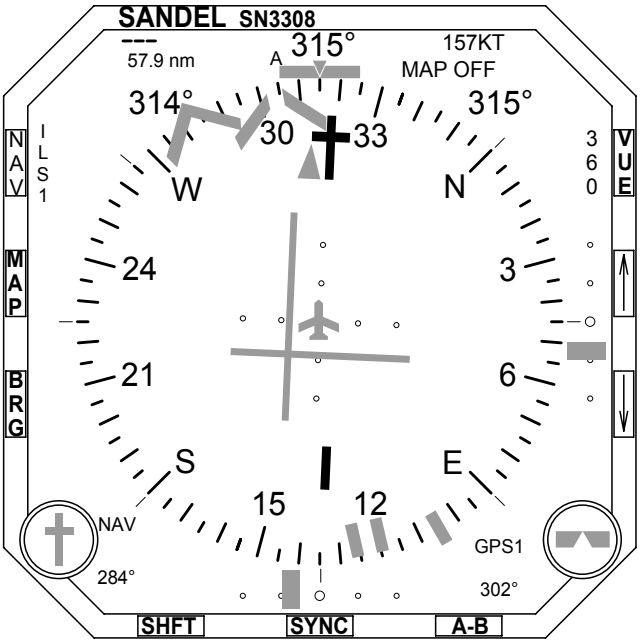
Wenn ein Sandel Avionics SN3308 Navigation Display im Cirrus Design SR20 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved Joseph C Mies **Date** 9/10/01

for Royace H. Pralher, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Das Flugzeug ist mit einem Sandel SN3308 Navigation Display ausgestattet. Dieses SN3308 ist ein 3-Zoll-Instrument, das im Instrumentenpanel des Piloten installiert wird und die Funktionen eines standardmäßigen HSI in Verbindung mit einem 2-Zeiger-RMI übernimmt. Das Instrument zeigt auch eine bewegliche Karte, Marker Beacon, WX500 Stormscope-Daten und GPS-Daten an.



SR2_FM09_1504

Abbildung - 1
SN3308 Navigation Display

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Das Sandel Avionics SN3308 Navigation Display Pilot's Guide, SPN 90106-PG-C oder spätere Ausgabe muss der Crew bei Navigation mit dem Sandel SN3308 Navigation Display direkt zur Verfügung stehen.
2. Die Meldung „CRC Self Test Failed“ darf beim Einschalten des Systems nicht erscheinen, wenn der Flugbetrieb unter Verwendung des SN3308 Navigation Display navigiert wird.
3. Bei voraussichtlichem Flug in IMC-Bedingungen muss das Flugzeug vom linken Sitz aus geflogen werden.

Abschnitt 3 - Notverfahren

1. Wenn das SN3308 Navigation Display nicht funktioniert, muss der magnetische Kompass als Heading-Quelle verwendet werden.
2. Wenn der externe Richtungs-Kreisel ausfällt oder nicht richtig funktioniert, ändert sich die Farbe der Kompassrose von Weiß zu Gelb und das Fluxgate liefert die Heading-Daten. Die Heading-Anzeige reagiert dann wesentlich langsamer als normal.
3. Wenn das Fluxgate ausfällt, wechselt die Kompassrose des SN3308 Navigation Displays von Weiß zu Gelb und die Heading-Zahlen verschwinden. Das Display kann zur Bestimmung des relativen Headings für Wendungen verwendet werden, jedoch zur Bestimmung des absoluten Headings muss der magnetische Kompass verwendet werden.
4. Das SN3308 Navigationsdisplay wird durch den 5-A-Stromkreisunterbrecher am Essential Bus mit Strom versorgt.
5. Siehe Sandel Avionics SN3308 Navigation Display Pilot’s Guide für Fehlermeldungen und Warnungen.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Navigationsdisplay aktivieren

1. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
2. Avionikschalter ..... EIN
3. Das Navigationsdisplay wird aktiviert und kann Daten vom VOR-ILS oder GPS anzeigen.
   a. Zur Wahl der primären Navigationsquelle zwischen VOR-ILS 1 und GPS 1 wird der NAV-Schalter an der linken Seite des SN3308 Navigation Display gedrückt, um die Navigationsquelle mit dem HSI-Kurszeiger und dem Autopiloten zu verbinden.
   b. Zur Wahl der Richtungszeigerquelle (Bearing) zwischen VOR 1, VOR 2, GPS 1 oder GPS 2 wird der BRG-Schalter an der linken Seite des SN3308 Navigationsdisplays verwendet.
   c. Die Navigationsquelle und alle Modi werden auf der Anzeige gemeldet.

Navigationsdisplay deaktivieren

1. Avionikschalter ..... AUS

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt - Keine Änderung

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

Sandel Avionics SN3308 Navigation Display

• Hinweis •

Eine komplette Beschreibung des Sandel SN3308 Navigation Display ist dem Sandel Avionics SN3308 Navigation Display Pilot's Guide, SPN 90106-PG-C oder spätere Ausgabe zu entnehmen.

Dieses Flugzeug ist mit einem Sandel SN3308 Navigation Display ausgestattet, das Kursdaten von Nav 1 oder GPS 1 und Bearing-Daten von Nav 1, Nav 2, GPS 1 oder GPS 2 liefert. Das Navigationsdisplay zeigt auch Heading, Glideslope, Marker Beacon und Blitzschlaginformationen von einem WX500 Stormscope-Sensor an (wenn installiert). Heading-Informationen werden von einem Gyro-stabilisierten Fluxdetektor geliefert. VOR, ILS und GPS Kursdaten werden vom primären GNS 430 Nav-Empfänger erfasst. Das Display kann durch einen Dämmerschalter direkt unter dem Display gedämmt werden.28 Volt Gleichstrom für den Betrieb des Systems werden über einen 5-A-Stromkreisunterbrecher (HSI) am Essential Bus zugeführt.

Leerseite

Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang
zum

Avidyne EX-Series Multifunction Flight Display

Softwareversion 5.2.X oder 5.3.X

Wenn ein Avidyne FlightMax EX-Series 700-00004-XXX-() Multi-Function Flight Display (MFD) mit Softwareversion 5.2.X oder 5.3.X im Cirrus Design SR20 ab Seriennummer 1268 installiert ist, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

• Hinweis •

Diese Revision der Ergänzung des POH vom 09-27-04 ersetzt die ursprüngliche Ausgabe vom 01-07-03 sowie die Ergänzung des POH 11934-S18, Revision 1 oder spätere. Diese Revision fügt benötigte Daten für optionale XM Satellite Weather System sowie die CMax Approach Charts Funktion, welche fuer das FlightMax EX5000C MFD verfügbar ist, hinzu.

Die Optionen Engine Instrument, Stormscope, Curved Flight Paths, XM Satellite Weather System, sowie die CMax Approach Charts sind nicht für den FlightMax EX3000C MFD verfügbar.

FAA Approved Joseph C Mies Date JAN 07 2003

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit einem Avidyne FlightMax EX-Series 700-00004-XXX-() Multi-Function Flight Display (MFD) ausgestattet. Das MFD ist ein 10,4-Zoll Display im Querformat und ist auf dem Instrumentenpanel montiert. Das MFD bietet ergänzende Anzeigen von Lage- und Navigationsdaten. Dazu wird ein Flugzeugsymbol auf dem Hintergrund einer beweglichen Karte gezeigt. Das MFD empfängt Daten aus verschiedenen Quellen, z. B. von GPS-Sensoren, dem WX-500 Stormscope und dem SkyWatch Traffic Advisory System. Die Informationen werden in logischen Gruppen zusammengestellt und auf „Seiten“ dargestellt.

• Hinweis •

Die Teile-Nr. fuer die Avidyne System Software fuer dieses Gerät ist 530-00112-000 und folgende.

Die MAP-Seite ist die Hauptseite. Diese Seite bietet eine bildliche Darstellung der Position des Flugzeugs, des Flugplans sowie Blitz und Verkehr in der Nähe des Flugzeugs. Diese Daten werden auf einem Kartenhintergrund dargestellt, auf dem Gelände, Inland und Gewässer sowie der Luftraum, Flughäfen und Navigationshilfen angezeigt werden. Zur Kontrolle der Darstellung dieser Informationen auf der beweglichen Karte stehen an der Abschrägung des MFD Tasten und Knöpfe zur Verfügung.

Auf der TRIP-Seite werden die restlichen Strecken des aktiven Flugplans in Tabellenformat angezeigt. Weitere grafisch und numerisch dargestellte Navigationsdaten auf dieser Seite vermitteln ein besseres Verständnis der Flugzeugposition im Verhältnis zum aktiven Flugplan.

Die NEAREST-Seite zeigt eine Liste und relative Positionen der Navigationsobjekte von Interesse, z. B. Navigationshilfen und Flughäfen. Auf dieser Seite kann der Pilot die INFO-Seite aufrufen, um mehr Details zu einem Punkt zu erhalten.

Die CHECKLIST-Seite enthält Checklisten. Es werden Checklisten aus dem Pilotenhandbuch für normale Verfahren, Notverfahren und Leistungsdaten dargestellt.

Auf der SYSTEM SETUP-Seite kann der Pilot bevorzugte Einstellungen für das Display festlegen, die onbord verwendete Datenbankversion und die Gültigkeitsdaten einsehen.

Fuer zusätzliche Information, konsultieren Sie bitte die betreffende *Avidyne FlightMax Pilot's Guide. (In der Sektion "Betriebsgrenzen")*

Abbildung - 1
Avidyne FlightMax EX-Series Multifunction Display

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

1. Die bewegliche Karte darf nicht als primäres Navigationsinstrument verwendet werden. Die animierte Kartenanzeige zeigt die GPS-Position des Flugzeugs auf einer beweglichen Karte. Diese Informationen dienen lediglich als Ergänzung zur den CDI-Kursabweichungsdaten und den Daten des GPS-Navigators.
2. Zur Verwendung der Map-Seite während des IFR-Flugs ist eine IFR-zugelassene GPS-Empfängerinstallation erforderlich, die gemäß der anwendbaren Grenzen betrieben werden muss.
3. Unter keinen Umständen sollte das auf der Map-Seite dargestellte Gelände als Basis für die Vermeidung von Geländehindernissen verwendet werden.
4. Die Avidyne elektronischen Checklisten zeigen ergänzend Checklisten aus dem Pilotenhandbuch und sind nur für Informationszwecke vorgesehen. Die elektronische Checkliste darf nicht als primärer Satz von Onbord-Checklisten verwendet werden.
5. Das MFD wird in separat zugelassene Sensorinstallationen integriert. Die Einhaltung der Einschränkungen in den entsprechenden POH-Anhängen zu solchen Sensorinstallationen ist obligatorisch.
6. Die auf der Map-Seite dargestellten Verkehrsinformationen dienen lediglich als Hilfe für den Piloten bei der visuellen Erkennung des Verkehrs. Piloten müssen das Flugzeug auf Basis der ATC oder positiver Sichterkennung des riskanten Flugverkehrs manövrieren. Die Manöver müssen den ATC-Anweisungen entsprechen. Es dürfen keine Manöver ausschließlich auf Basis einer Verkehrsanzeige durchgeführt werden.
7. Das optionale XM Satellite Weather System darf nicht für Navigationszwecke benutzt werden.
8. Benutzen Sie die CMax Approach Charts Funktion nicht zum Navigieren. Die CMax Approach Charts Funktion ist nur als Hilsmittel gedacht, nicht um als die primären Anflugkartten benutzt zu werden.
9. *Seriennummern welche das EX3000C MFD installiert haben:* Die Avidyne FlightMax EX3000C/5000C Pilot's Guide, P/N 600-00072, Revision 00 oder spätere, muss dem Piloten während des gesamten Fluges zur Verfügung stehen.

Seriennummern welche das EX5000C MFD installiert haben Die Avidyne FlightMax EX5000C Pilot's Guide, P/N 600-00108-000, Revision 03 oder spätere, muss dem Piloten während des gesamten Fluges zur Verfügung stehen.

Abschnitt 3 - Notverfahren

Keine Änderung

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

MFD aktivieren

1. MFD-Leistungsschalter ..... INNEN
2. Batterie-Hauptschalter ..... EIN
3. Avionikschalter ..... EIN
4. Auf die MFD-Aufforderung ..... beliebige Taste DRÜCKEN
5. MFD-Softkeys ..... Für gewünschte Funktion EINSTELLEN

MAP

• Hinweis •

Nach dem Einschalten ist die Karte (Map) automatisch mit GPS1 oder GPS2 verbunden, je nachdem welcher Einstellung mit dem SWAP-Softkey im Setup-Modus gewählt wurde. Normalerweise sollte das Display mit GPS1 verbunden sein. Es kann jedoch GPS2 gewählt werden, falls GPS1 ausfällt. Wenn die Map-Anzeige auf North Up eingestellt ist, sind Verkehrs- und Wetterdarstellungen nach Norden und nach oben angezeigt. Dies kann verwirrend sein. Durch Drücken der View-Taste kann eine Heading-Up-Anzeige gewählt werden. Bei Eintreffen eines Traffic Advisory (TA) kann die Message Ack-Taste gedrückt werden, um den Verkehr in Heading-Richtung zu zeigen und andere nicht verkehrsbezogene Informationen zu unterdrücken.

MFD deaktivieren

1. Avionikschalter ..... AUS

   oder

2. MFD-Leistungsschalter ..... HERAUS ZIEHEN

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Durch das Avidyne FlightMax MFD wird folgendes optionales Zubehör (Sym = O) und die in der Tabelle aufgeführten Gewichte und Hebelarme hinzugefügt. Die Adapterplatte wird nur in den Installationen verwendet, bei denen das MFD aufgrund eines Service Bulletin installiert wurde.

ATA/ Pos.	Beschreibung	Sym	Anz.	Teilnummer	Einheit Gewicht	Hebel-arm
34-01	Avidyne FlightMax MFD	O	1	700-00004-XXX	6,4	121,8
34-02	Avidyne Adapterplatte	O	1	-	0,4	123,2
34-03	Motorsensoren	O	11	-	1,0	75,0
34-04	Motorsensoreitnheit	O	1	14843-001	1,1	118,0
34-05	Motorkabelbaum	O	1	15030-001	0,9	92,0
34-06	Kabinenkabelbaum	O	1	15032-001	2,1	108,0
34-07	XM Weather Receiver	O	1	16121-001	1,7	114,0

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Hinweis •

Diese Ergänzung enthält eine allgemeine Beschreibung des Avidyne FlightMax EX-Series MFD, seiner Arbeitsweise, sowie Interaktion mit dem Flugzeug. Für eine detallierte Beschreibung des MFD, konsultieren Sie bitte die entsprechende *Avidyne FlightMax Pilot's Guide. (In der Sektion "Betriebsgrenzen")*

Navigation

Die mit der beweglichen Karte verbundenen Daten werden auf vier Seiten dargestellt: Map, Nearest, Trip und Info. Das MFD enthält eine Jeppesen NavData-Datenbank, die auf der Map-Seite angezeigt werden kann. In Verbindung mit den GPS-gelieferten Positionsinformationen ist ein Own-Ship-Symbol auf die bewegliche Karte überlagert und relative zu den NavDat-Informationen positioniert. GPS kann auch den aktiven Flugplan für die Anzeige auf der beweglichen Karte bereitstellen. Die Geländedaten stammen aus einer USGS-Terrain-Datenbank, die im MFD gespeichert ist und bei Bedarf aktualisiert werden kann.

Die Jeppeson NavData-Datenbank liefert Daten zu Flughäfen, Anflügen, VORs, NDB, Kreuzungen, Luftraumdefinitionen und Frequenzen. Nordamerikanische und internationale Datenbanken sind verfügbar. Die Datenbanken können über den USB-Port an der vorderen Abschrägung aktualisiert werden.

Die Navigationsdaten auf der beweglichen Karte basieren auf Datenbanken, die regelmäßig aktualisiert werden. Datenbank-Updates sind per Abonnement alle 28 Tage von Avidyne erhältlich. Wenn Datenbanken abgelaufen sind, wird dies dem Piloten durch Meldungen beim Einschalten des Systems oder auf der Setup-Seite mitgeteilt. Diese Warnmeldungen können nicht entfernt werden, bis die Datenbank aktualisiert wurde.

Die NOAA Man-Made Obstruction-Datenbank liefert Informationen über von Menschenhand erzeugte Hindernisse mit Höhen bis über 200 Fuß AGL. Diese Daten sind nur in Nordamerika verfügbar und können durch den USB-Port an der vorderen Abschrägung aktualisiert werden. Die Hindernisdaten auf der beweglichen Karte basieren auf Datenbanken, die regelmäßig aktualisiert werden. Datenbank-Updates sind per Abonnement alle 56 Tage von Avidyne erhältlich. Wenn Datenbanken abgelaufen sind, wird dies dem Piloten durch Meldungen beim Einschalten des Systems oder auf der Setup-Seite mitgeteilt. Diese Warnmeldungen können nicht entfernt werden, bis die Datenbank aktualisiert wurde.

Unter Verwendung der Jeppesen NavData-Daten und der durch GPS erhaltenen Position kann das MFD dem Piloten je nach dessen Wahl die nächstliegenden 25 Flughäfen oder Navigationshilfen innerhalb

von 100 nm zeigen. Diese Informationen werden auf der Nearest-Seite angezeigt.

Genauere Details zu bestimmten Flughäfen werden ebenfalls aus den Jeppesen NavData-Daten gewonnen und können auf der Info-Seite angezeigt werden.

Die vom GPS-System bereitgestellten Flugplandaten werden auch in Tabellenform mit den restlichen Strecken des aktiven Flugplans angezeigt. Diese Informationen können auf der Trip-Seite angezeigt werden. Als zusätzliche Navigationshilfe ist auch ein CDI enthalten.

Die Flugplandaten werden von einem externen GPS-Navigator auf das MFD übertragen. Einige Installationen unterstützen keine bildliche Darstellung der Kurven des Flugwegs. In solchen Fällen werden die gekurvten Segmente des Flugwegs als gerade Linien dargestellt. GPS-Navigator und HSI müssen bei Anflugverfahren verwendet werden. Siehe entsprechende Avidyne FlightMax EX-Series Pilot's Guide, Teilnr. 600-00072.

Checkliste

Die Checklisten für normale und Notverfahren im MFD sind interaktiv. Der Pilot kann jeden erledigten Schritt abhaken. Sobald ein Schritt abgehakt wird, wechselt er die Farbe. Außerdem können die Häkchen wieder entfernt oder die gesamte Checkliste rückgesetzt werden. Bei Fertigstellung einer gesamten Checkliste wird auch eine entsprechende Meldung angezeigt.

Die Schritte der Checkliste für normale Verfahren im MFD sind Kurzfassungen der Checklisten im Pilotenhandbuch; alle Hinweise, Vorsichts- und Warnhinweise wurden entfernt. Die folgenden Checklisten für normale Verfahren stehen auf der Checkliste-Seite des MFD zur Verfügung:

- Fluggeschwindigkeiten bei normalem Betrieb
- Vor dem Start
- Während des Flugs
- Landung/Shutdown

Die Schritte der Checkliste für normale Notverfahren im MFD sind Kurzfassungen der Checklisten im Pilotenhandbuch; alle Hinweise, Vorsichts- und Warnhinweise wurden entfernt. Die Softkeys für die Notverfahren-Checkliste werden immer auf dem MFD angezeigt. Die folgenden Checklisten für Notverfahren stehen auf der Checkliste-Seite des MFD zur Verfügung:

- Fluggeschwindigkeiten in Notfallsituationen
- Notfallsituationen am Boden
- Notfälle während des Flugs
- Landungsnotfälle
- Systemfehler

Die Leistungsdaten im MFD werden direkt den Daten des Pilotenhandbuchs entnommen. Die folgenden Leistungsdaten und Diagramme werden auf den Checkliste-Seiten des MFD angezeigt:

- Seitenwind-Diagramm
- Startstrecken-Diagramm
- Gewählte Reiseflugeinstellungen
- Landestrecken-Diagramm

Setup

Auf verschiedenen System Setup-Seiten kann der Pilot die bevorzugten Einstellungen für den Betrieb des Systems wählen. Neben der Anzeige der Softwareversion und Datenbankgültigkeit bietet System Setup auch Zugriff auf mehrere Seiten für die Auswahl bevorzugter Einstellungen. Auf den System Setup-Seiten kann auch ein Selbsttest der Verkehrs- und Blitzsensoren eingeleitet werden. Folgende Einstellungen sind möglich:

- Airport Settings-Seite – Auswahl für die Anzeige bestimmter Flughafenarten, Runwayoberflächen- und Mindestlängen auf der beweglichen Karte.
- Declutter Settings-Seite – Definition des Grundkartendetails beim Ändern des Anzeigebereichs.
- System Time – Auswahl der Systemzeitzone und der Timeout-Optionen auf der Map-Seite.
- DataBlock Edit-Seite – Auswahl der Daten, die im Datenblockfenster auf der Map-Seite angezeigt werden sollen.
- Swap GPS 2 – Bei Wahl dieser Softtaste in Setup wird die Datenanzeige von GPS1 mit GPS2 vertauscht. Diese Funktion wird bei einem Ausfall von GPS1 verwendet. Normalerweise sollte GPS 1 verwendet werden. GPS kann jedoch bei Bedarf als Reserve eingesetzt werden.

Motorinstrumente (Optionale Installation)

• Hinweis •

Fie eine detallierte Beschreibung der Treibwerksinstrumente konsultieren Sie bitte die Avidyne FlightMax EX5000C Pilot's Guide, P/N 600-00108-000, Revision 03 oder spätere. Zur Installation der Triebwerksinstrumente wird die MFD software Nr, 530-00117-000 oder spätere, benötigt.

Die optionale Triebwerksseite zeigt dem Piloten simulierte Treibwerksinstrumente, sowie Parameter des elektrischen System auf einem besonders dafür zugewiesenem Bereich des EX5000C MFD Displays. An Engine Sensor Unit interfaces with engine-mounted sensors, some of which are shared with the standard airplane guages, and provide data to the MFD for display.

Das Triebwerksinstrumentensystem wird über die 5 Ampere "Engine Instruments" Sicherung von der Hauptschiene (Main Bus 1) mit 28V Gleichstrom versorgt.

XM Satellite Weather System (Optionale Installation)

• WARNUNG •

Das XM Satellite Weather System darf nicht zur Navigation des Flugzeuges benutzt warden. Das XM Satellite Weather System ist lediglich als Instrument gedacht welches dem Piloten zusätzliche Information vermittelt, welche sein Situationsbewusstsein verbessern.

• Hinweis •

Für eine detallierte Beschreibung des XM Satellite Weather System, konsultieren Sie bitte die Avidyne FlightMax EX5000C Pilot's Guide, P/N 600-00108-000, Revision 03 oder spätere.

Für die Installation des XM Satellite Weather System wird die MFD Software 530-00162-000 oder spätere benötigt. Das optionale XM Satellite Weather System verbessert das Situationsbewusstsein des Piloten, indem es ihn mit graphischer Information über die herrschenden Wetterverhältnisse, in Echtzeit, versorgt.

Die Antenne des XM ist in die COM1 Antenne integriert, und enmpfängt Wetterinformation von 2 Satelliten. Diese Information wird an den XM Empfänger geleitet, welcher auf der Seite des Kopiloten in der Instrumentenkonsole instaliert ist. Dieser interpretiert und bereitet die Information auf, und macht sie dann als Overlay auf dem MAP display des EX5000C MFD sichtbar.

Das XM Satellite Weather System wird über die 3 Ampere "Weather/ Stormscope" Sicherung vom Non-Essential Bus mit 28V Gleichstrom versorgt.

• Hinweis •

Für den Betrieb des XM Satellite Weather Systems wird ein Abonnement des XM Satellite Weather System Service Package benötigt. Kontaktieren sie XM Satellite Radio unter der Nummer 800.985.9200 für mehr Information.

Ist das Abonnement aktiviert, macht das XM Satellite Weather System die folgenden Wetterdaten auf dem EX5000C MFD verfügbar:

- NEXRAD Radar
- METARs
- SIGMETs
- AIRMETs
- TFRs
- Blitzeinschläge

CMax Anflugkarten (Aproach Charts) (Optionale Installation)

• WARNUNG •

Benutzen sie die CMax Approach Charts Funktion nciht zur Navigation des Flugzeuges. Die CMax Approach Charts Funktion is einyig dazu gedacht, das Situationsbewusstsein des Piloten zu verbessern. Die elektronischen Anflugkarten sind nicht als primäre Anflugkarten zu benutzen.

• Hinweis •

Für eine detallierte Beschreibung des CMax Approach Charts Systems konsultieren Sie bitte die Avidyne FlightMax EX5000C Pilot's Guide, P/N 600-00108-000, Revision 03 oder spätere. Zur Installation der CMax Approach Charts wird die MFD Software Teilenummer 530-00162-000 oder spätere, benötigt.

Die optionale CMax Approach Charts Funktion erlaubt dem Piloten, die Daten der terminal procedure chart auf dem EX5000C MFD zu sehen. Wenn die Anflugkarte eine Geo-Referenz hat, erscheint auf dem Bildschirm ein Symbol, welches das eigene Flugzeug darstellt, und der Flugplan kann ebenfalls gezeigt werden, um so dem Piloten ein besseres Bild seiner Situation zu geben. Die meisten Anflugkarten haben eine Geo-Referenz, die meisten Ankunfts-, Abflug und sonstige Karten haben keine Geo-Referenz. Es werden keine weiteren Instrumente oder Komponenten benötigt.

• Hinweis •

Ein Abonenment des JeppView Electronic Airway Manual chart service wird zum Betrieb benötigt. Kontaktieren Sie Jeppesen Sanderson, Inc. unter der Nummer 800.621.5377 für diesbezügliche Informationen.

Leerseite

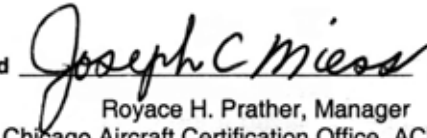
Pilotenhandbuch und

Von der FAA genehmigter Flughandbuch-

Anhang

Winterbausatz

Wenn die Einlassabdeckungen des Winterbausatzes gemäß SB 2X-71-04 R1 oder Cirrus Design Zeichnung 70027 installiert sind, gilt dieser Anhang und muss in den Anhangsabschnitt (Abschnitt 9) des Cirrus Design SR20 Pilotenhandbuchs eingefügt werden. Dieses Dokument muss stets im Flugzeug mitgeführt werden. Die Daten in diesem Anhang ergänzen, ersetzen oder überholen Informationen im SR20 Pilotenhandbuch.

FAA Approved  Date Oct 10 2003

Royace H. Prather, Manager
Chicago Aircraft Certification Office, ACE-115C
Federal Aviation Administration

Abschnitt 1 - Allgemeines

Dieses Flugzeug ist mit abnehmbaren Haubenlufteinlass-Abdeckungen ausgestattet. Abbildung 1 zeigt die Installationsanweisungen.

Abschnitt 2 - Betriebsgrenzen

Winterbausatz

1. Das Flugzeug darf bei über 0ºC nicht betrieben werden, wenn die Einlassabdeckungen des Winterbausatz (Beschränkung des Luftstroms) eingebaut sind.

Plaketten

An der Vorderseite jeder Haubeneinlassabdeckung:

ENTFERNEN, WENN AUSSENTEMP. ÜBER 0° C STEIGEN

An der Rückseite jeder Haubeneinlassabdeckung:

NICHT AN KLIMAANLAGEN VERWENDEN MIT LANDESCHEINWERFER IM HAUBENEINLASS

Abschnitt 3 - Notverfahren

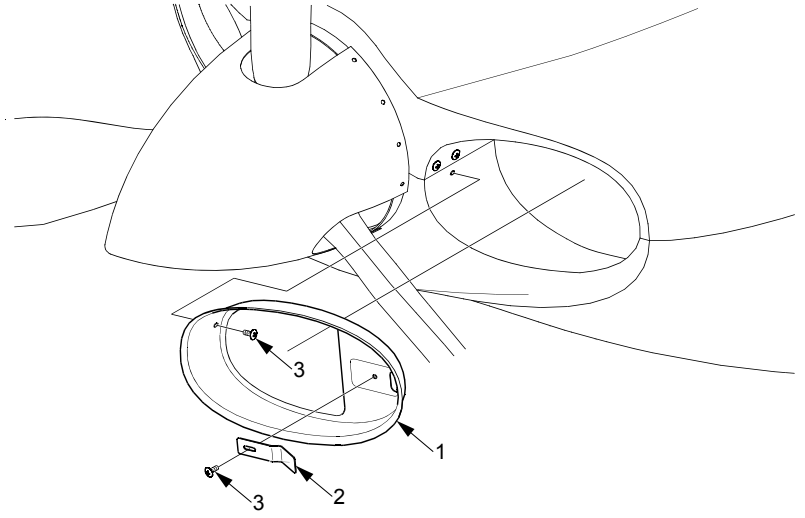
Keine Änderung.

Abschnitt 4 - Normale Verfahren

Installation der Haubenlufteinlass-Abdeckungen (siehe Abbildung 1)

1. Die Befestigungsschraube der Verschlussplatte zur Einlassabdeckung entfernen und die Platte nach innen schieben.
2. Die Einlassabdeckung im Einlass positionieren.

3. Die Verschlussplatte herausziehen (hinter der Kante der Haube) und die Schraube festziehen.
4. Die innere Schraube festziehen, um die Einlassabdeckung an der Haube zu befestigen.
5. Diese Schritte an der gegenüber liegenden Haubeneinlassabdeckung wiederholen.



LEGENDE
1. Abdeckung Haubeneinlass
2. Riegelplatte
3. Schraube

SR22_FM09_1516

Abbildung - 1
Installation des Haubeneinlasses

Abschnitt 5 - Leistung

Keine Änderung.

Abschnitt 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Unwesentliche Änderung.

Abschnitt 7 - Systembeschreibung

• Vorsicht •

Die Verwendung der Einlassabdeckungen bei Temperaturen über 0° C Außentemperatur kann zu Zylinderkopf- und Öltemperaturen oberhalb der roten Linie führen.

Der Winterbausatz besteht aus zwei Haubeneinlassabdeckungen, die sich leicht an den Einlässen installieren lassen, um den Luftstrom zum Motorraum zu blockieren. Wenn die Außentemperaturen unter 0° C liegen, kann durch Einbau der Einlassabdeckungen sichergestellt werden, dass die Zylinderkopf- und Öltemperatur im grünen Bereich bleibt. Die Abdeckungen lassen sich leicht ein- und ausbauen. Es ist lediglich ein Schraubenzieher notwendig.

Leerseite

Anhang zum
Pilotenhandbuch und zum von der FAA genehmigten Flughandbuch für
für

in der Europäischen Union zugelassene SR20 Flugzeuge

1. Dieser Anhang betrifft die Seriennummern #1005 und folgende der in der Europäischen Union zugelassenen Flugzeuge vom Typ Cirrus Design SR20. Dieser Anhang muß dem betreffenden von der EASA/FAA genehmigten Flughandbuch hinzugefügt werden.
2. Die in diesem Anhang enthaltene Information ist im Zusammenhang mit dem Flughandbuch und seinen Anhängen zu benutzen. Die in diesem Anhang beinhaltete Information ersetzt die in dem in dem Flughandbuch und seinen Anhängen enthaltene Information an den betreffenden Stellen.
3. Die in dem Flughandbuch und seinen Anhängen aufgeführten Betriebsgrenzen sind einzuhalten.
4. Betriebsregeln aus anderen Ländern, oder Referenzen zu solchen Betriebsgrenzen treffen nicht auf in der Europäischen Union zugelassene Flugzeuge zu. Das Flugzeug muß nach den geltenden Anforderungen betrieben und ausgerüstet sein.

• Hinweise •

Ein Liste verschiedener Betriebsarten (Kinds of Operating Equipment List = KOEL) wird in der Europäischen Union möglicherweise nicht benötigt.

EASA Approved _____ Date 27 May 2004
European Aviation Safety Agency
UNDER EASA APPROVAL No. 2004-5753

Sektion 1 - Allgemeines

Keine Änderungen.

Sektion 2 - Betriebsgrenzen

Zwei-Blatt Propeller sind von der EASA nicht für den Betrieb in diesem Flugzeug zugelassen. Alle in diesem Flughandbuch enthaltene Bezüge auf Zwei-Blatt Propeller sind zu ignorieren.

Die ***Propeller-Betriebsgrenzen*** sind wie folgt zu ergänzen:

Hartzell

Propeller Typ..... Constant Speed

Drei-Blatt Propeller:

Modell Nummer PHC-J3YF-1MF/F7392-1

Durchmesser .....74.0” (72.5” Minimum)

Modell Nummer PHC-J3YF-1RF/F7392-1

Durchmesser .....74.0” (72.5” Minimum)

Sektion 3 - Notverfahren

Keine Änderungen.

Sektion 4 - Normale Verfahren

Keine Änderungen.

Sektion 5 - Leistungsdaten

Keine Änderungen.

Sektion 6 - Gewicht und Schwerpunkt

Keine Änderungen.

Sektion 7 - Systembeschreibungen

Keine Änderungen.

Sektion 8 - Handling, Instandhaltung und Wartung

Keine Änderungen.

Sektion 9 - Anhänge

Keine Änderungen.

Sektion 10 - Sicherheitsinformationen

Keine Änderungen.

Leerseite

Abschnitt 10
Sicherheitsinformationen

Inhaltsverzeichnis

Einführung 10-3
Aktivierung des Cirrus Airframe Parachute Systems (CAPS) 10-4
Szenarien zur Aktivierung des CAPS 10-4
Allgemeine Informationen zur Aktivierung 10-6
Überlegungen zur Landung 10-7

Leerseite

Einführung

Beim Cirrus Design SR20 handelt es sich um ein Flugzeug mit modernster Technologie für den sicheren und effizienten Betrieb in einer Flugumgebung. Wie bei allen Flugzeugen müssen Piloten jedoch Ihre Kenntnisse ständig auffrischen, um optimale/n Sicherheit, Nutzen und wirtschaftliche Leistung zu erzielen.

Als Pilot müssen Sie sich mit dem Inhalt dieses Handbuchs, den Handbuchanhängen, der SR20 Flug-Checkliste, den Betriebsrichtlinien und Daten (vom Hersteller der in diesem Flugzeug installierten Geräte zur Verfügung gestellt) gründlich vertraut machen. Der Betrieb des Flugzeugs muss gemäß den geltenden FAA-Betriebsvorschriften erfolgen und innerhalb der in Abschnitt 2 dieses Handbuchs spezifizierten Betriebsgrenzen liegen.

Im Abschnitt „Normale Betriebsverfahren“ in diesem Handbuch sind die Richtlinien für den alltäglichen Betrieb des Flugzeugs beschrieben. Die gegebenen Verfahren sind das Resultat von Erprobungsflügen, FAA Zertifizierungsanforderungen und Feedback von Piloten mit verschiedenster Betriebserfahrung. Machen Sie sich mit den Verfahren gründlich vertraut, führen Sie alle erforderlichen Prüfungen durch und betreiben Sie das Flugzeug gemäß der in den Verfahren beschriebenen Grenzen.

Aktivierung des Cirrus Airframe Parachute Systems (CAPS)

Das Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) dient dazu, das Flugzeug samt Passagieren in einem lebensgefährlichen Notfall auf den Boden abzusenken. Da bei der CAPS-Aktivierung die Zelle beschädigt wird und je nach den externen Faktoren, wie hohe Aktivierungsgeschwindigkeit, niedrige Höhe, raues Gelände oder starker Wind, die Gefahr von Verletzungen oder Tod der Insassen besteht, sollte dieses Verfahren mit äußerst Vorsicht erwogen werden. Mögliche Szenarien zur Aktivierung des CAPS sollten von SR22 Piloten gut durchdacht und geistig durchlaufen werden.

Die folgende Erörterung dient als Hilfsmittel für die Denkweise bei der CAPS Aktivierung. Sie ist als rein informativ und nicht als direkte Anweisung zu verstehen. Die Verantwortung, wann und wie das CAPS letztendlich aktiviert werden soll, obliegt dem Piloten.

Szenarien zur Aktivierung des CAPS

In diesem Abschnitt werden die Szenarien, in denen eine Aktivierung des CAPS angebracht wäre, behandelt. Die Szenarien in dieser Liste sind nicht alleinig geltend, sondern dienen als Illustration von verschiedenen Situationen, in denen die Aktivierung des CAPS ggf. die einzige Rettung für die Flugzeuginsassen ist.

Kollision in der Luft

Bei einer Kollision in der Luft können die notwendigen Steuersysteme oder die Hauptstruktur des Flugzeugs beschädigt und das Flugzeug flugunfähig werden. Bei einer Kollision in der Luft muss sofort festgestellt werden, ob das Flugzeug noch steuerbar und die Struktur ausreichend intakt ist, um eine sichere Landung zu ermöglichen. Wenn dies nicht der Fall ist sollte die Aktivierung des CAPS in Erwägung gezogen werden.

Struktureller Ausfall

Ein struktureller Ausfall kann in folgenden Situationen eintreten: starke Windböen oberhalb der strukturell sicheren Reisefluggeschwindigkeit des Flugzeugs, versehentliche abrupte Steuerungsbewegungen über der Manövriergeschwindigkeit des Flugzeugs oder eine Überschreitung des Planlastfaktors bei der Manövrierung. Bei einen

Ausfall der Struktur des Flugzeugs muss sofort festgestellt werden, ob das Flugzeug noch steuerbar und die Struktur ausreichend intakt ist, um eine sichere Landung zu ermöglichen. Wenn dies nicht der Fall ist sollte die Aktivierung des CAPS in Erwägung gezogen werden.

Verlust der Kontrolle

Ein Verlust der Kontrolle über das Flugzeug kann bei folgenden Situationen eintreten: Ausfall eines Steuersystems (getrennter oder blockiertes Steuerorgan), starke Wake-Turbulenz, schwere Turbulenz, die eine Verstauchung verursacht, starke Vereisung der Zelle oder anhaltender Orientierungsverlust des Piloten aufgrund von Vertigo oder Panik; oder Spirale/Trudeln. Bei einem Verlust der Kontrolle muss sofort festgestellt werden, ob das Flugzeug abgefangen und die Kontrolle wieder hergestellt werden kann. Wenn das Flugzeug nicht unter Kontrolle gebracht werden kann, sollte das CAPS aktiviert werden. Diese Entscheidung muss vor der Bestimmung der Höhe getroffen werden (2,000 Fuß AGL wie unten beschrieben).

Landung in einem Gebiet, das keine sichere Landung zulässt

Wenn eine Notlandung erforderlich ist (aufgrund eines Triebwerkausfalls, Brennstoffmangel, übermäßiger struktureller Vereisung usw.) sollte die CAPS-Aktivierung nur dann in Erwägung gezogen werden, wenn keine sichere Landung ohne Gefährdung der Insassen möglich ist. Wenn jedoch eine Landung aufgrund des rauen Zustands des Geländes unmöglich ist (z.B. extrem raues Gelände, Berge, Gewässer ohne ausreichend Gleitweg zum Landen auf Land, weit verbreiteter Bodennebel oder Dunkelheit) sollte die CAPS-Aktivierung in Erwägung gezogen werden.

Funktionsunfähigkeit des Piloten

Der Pilot kann aus verschiedenen Gründen funktionsunfähig werden, z.B. aufgrund eines körperlich abnormalen Zustands oder einer Verletzung nach Auftreffen eines Vogels. Wenn dies eintritt und keiner der Passagiere eine sichere Landung durchführen kann, sollte die CAPS-Aktivierung durch die Passagiere in Erwägung gezogen werden. Diese Möglichkeit sollte den Passagieren vor dem Flug erklärt werden und entsprechende Passagiere sollten über die Funktion des CAPS eingewiesen werden, damit sie dieses im Notfall richtig aktivieren könnten.

Allgemeine Informationen zur Aktivierung

Geschwindigkeit bei Aktivierung

Die maximale erprobte Geschwindigkeit bei der CAPS-Aktivierung ist 135 KIAS. Bei Aktivierung mit höherer Geschwindigkeit besteht die Gefahr, dass Fallschirm und Flugzeug zu stark belastet werden und strukturell ausfallen. Nach der Entscheidung für die CAPS-Aktivierung sollte versucht werden, die Fluggeschwindigkeit so weit wie möglich zu reduzieren. Wenn Zeit und Höhe jedoch kritisch sind und der Aufprall kurz bevorsteht, sollte das CAPS unabhängig von der Geschwindigkeit aktiviert werden.

Höhe bei Aktivierung

Es wurde keine Mindesthöhe für die CAPS-Aktivierung festgelegt. Der Grund ist, dass der tatsächliche Höhenverlust bei einer bestimmten Aktivierung von der Geschwindigkeit, Höhe und Fluglage zum Zeitpunkt der Aktivierung sowie von anderen Umweltfaktoren abhängt. In jedem Fall bestehen bei höheren Höhen bessere Chancen für eine erfolgreiche Aktivierung. Der erprobte Höhenverlust ab Beginn eines einmaligen Spins bis zur Stabilisierung des Fallschirms beträgt 920 Fuß. Dies kann als Richtlinie eingesetzt werden. Der erprobte Höhenverlust aus horizontaler Fluglage beträgt weniger als 400 Fuß. Angesichts dieser Zahlen sollte eventuell eine AGL von 2.000 Fuß als Grenzhöhe für eine Entscheidung in Erwägung gezogen werden. Bei einer Höhe über 2000 Fuß reicht normalerweise die Zeit aus, um den Notfall zu beurteilen und anzusprechen. Unter 2.000 Fuß muss die Entscheidung zur CAPS-Aktivierung sofort getroffen werden, um die Chancen für eine erfolgreiche Aktivierung zu maximieren. Wenn das CAPS als einzige Möglichkeit zur Rettung der Insassen erkannt wird, sollte es unabhängig von der Höhe ohne Verzögerung aktiviert werden.

Flugzeuglage bei Aktivierung

Das CAPS wurde unter Verwendung aller Klappenstellungen bei Geschwindigkeiten von V_{so} bis V_a erprobt. Die meisten CAPS-Testflüge wurden mit horizontaler Fluglage durchgeführt. Die Aktivierung bei Trudeln wurde ebenfalls getestet. Die Ergebnisse dieser Tests zeigten, dass das Flugzeug erfolgreich abgefangen und unter dem Fallschirm in die Horizontallage gebracht werden kann, so lange der Fallschirm durch die Rakete in den freien Luftraum ausgestoßen wurde. Es ist jedoch anzunehmen, dass bei horizontaler Flügellage und aufgerichtetem Bug wesentlich weniger Gefahr eines Hängenbleibens des Fallschirms besteht und die Drehung des Flugzeugs unter dem Fallschirm geringer ist.

Überlegungen zur Landung

Nach der Aktivierung des CAPS wird das Flugzeug mit weniger als 1500 Fuss pro Minute sinken, wobei die laterale Geschwindigkeit gelich der Windgeschwindigkeit ist. Die CAPS-Landung entspricht einem Aufschlag aus ca. 10 Fuß Höhe. Die Zelle, Sitze und das Fahrwerk sind für diese Beanspruchung konstruiert. Die Insassen müssen sich jedoch auf den Aufprall vorbereiten. Die wichtigsten Überlegungen bei allen CAPS-Landungen ist die richtige Vorbereitung der Insassen für das Aufsetzen, um diese bestmöglich vor Verletzungen zu schützen.

Körperhaltung für Notlandungen

Die wichtigste Überlegung bei CAPS-Landungen ist, die Insassen vor Verletzungen, vor allem Rückgratverletzungen, zu schützen. Wenn ein Insasse beim Aufsetzen nach vorne gelehnt ist oder versucht, eine Tür zu öffnen oder einen Gegenstand zu sichern, erhöht sich die Wahrscheinlichkeit einer Rückgratverletzung. Alle Insassen müssen sich lange vor dem Aufsetzen in der Notlandeposition befinden. Nach dem Aufsetzen sollten die Insassen die Notlandeposition einhalten, bis das Flugzeug ganz zum Stillstand gekommen ist.

Die richtige Körperhaltung für Notlandungen ist: bei angelegtem Sitz- und Schultergurt die Arme über der Brust kreuzen, Schultergurt fest greifen und Oberkörper aufrecht halten. Die Sitzkissen enthalten einen integrierten Alu-Wabenkern, der bei einem Aufprall wie eine Quetschzone wirkt und somit die Sturzlast abdämpft und vor Rückenverletzungen schützt.

Türposition

In den meisten Situationen sollten die Türen verriegelt bleiben und die Zeit für Notrufe, Abschalten der Systeme und Einnehmen der Notlandeposition genutzt werden. Die Abhandlungen unten enthalten jedoch einige Empfehlungen zur Position der Türen. Die Entscheidung des Piloten hängt jedoch von allen Faktoren ab, einschließlich Zeit bis zum Aufprall, Höhe, Gelände, Wind, Zustand des Flugzeugs usw.

Es besteht die Möglichkeit, dass eine oder beide Türen beim Aufprall festgeklemmt werden. In diesem Fall müssen die Insassen versuchen, eine Tür aufzustemmen oder unter Verwendung des Notausgangshammers (im Deckel der mittleren Armlehne) ein Türfenster zu brechen und durch dieses auszusteigen. Dadurch kann das Verlassen des Flugzeugs wesentlich verzögert werden.

Wenn sich der Pilot für ein Aufsetzen mit teilweise geöffneter Tür entscheidet, muss er mehrere weitere Faktoren überlegen: Verlust der Tür, Gefahr von Kopfverletzungen oder Verletzungen durch ein durch die Tür eindringendes Objekt.

- Wenn eine Tür vor dem Aufsetzen bei einer CAPS-Landung geöffnet wird, bricht die Tür höchstwahrscheinlich beim Aufprall ab.
- Wenn die Tür geöffnet ist und das Flugzeug beim Aufprall überrollt, kann ein Insasse nach vorne geschleudert werden und mit dem Kopf auf den freiliegenden Türpfosten auftreffen. Ein Überrollen beim Aufprall kann bei unebenem Gelände, Kontakt mit einem Hindernis (z.B. Baum) oder kurzzeitiger unebener Flugzeuglage auftreten.
- Bei geöffneter Tür kann ein Objekt, wie z.B. ein Ast oder Schutt durch die Öffnung eindringen und auf einen Passagier aufschlagen.

• WARNUNG •

Wenn diese Entscheidung getroffen wird, sollte nur eine Tür entriegelt werden. Bei nur einer offenen Tür wird der Notausgang gewährleistet und zugleich das Risiko beim Bodenkontakt reduziert. Meistens würde dann die Copiloten-Tür entriegelt, da die anderen Insassen nach Stillstand des Flugzeugs zuerst durch diese Tür aussteigen könnten.

Fallbeispiel für eine CAPS-Landung	Türposition
Leerer Copiloten-Sitz	Copilot-Tür entriegelt
Sehr wenig Zeit vor dem Aufprall	Türen geschlossen halten
Brand	Copilot-Tür entriegelt
Wasserung	Copilot-Tür entriegelt
Bedingungen unbekannt	Türen geschlossen halten

Wasserung

Die Schwimmfähigkeit des Flugzeugs nach einer Wasserlandung wurde nicht erprobt und ist unbekannt. Da jedoch die Möglichkeit besteht, dass eine oder beide Türen festklemmen und die Verwendung des Hammers zum Brechen der Scheiben einige Zeit in Anspruch nehmen würde, kann eventuell das Öffnen der Türen vor Einnahme der Notlandungsposition in Erwägung gezogen werden, damit das Flugzeug schnell verlassen werden kann, bevor es sinkt.

Brand nach Aufprall

Wenn vor dem Aufprall kein Brand vorliegt und der Pilot fähig ist, Motor, Brennstoff und Elektrik auszuschalten, ist die Gefahr eines Brandes nach dem Aufprall geringer. Wenn der Pilot vermutet, dass nach dem Aufprall ein Brand verursacht wird, sollte direkt vor Einnahme der Notlandeposition eine Tür entriegelt werden, um ein schnelles Verlassen des Flugzeugs zu ermöglichen.

Bodenwind

Wenn im Landebereich Bodenwind mit ca. 30 Knoten oder mehr vorhanden ist, besteht die Möglichkeit, dass der Fallschirm das Flugzeug nach dem Aufsetzen weiter zieht, vor allem wenn das Gelände eben und ohne Hindernisse ist. Um sicherzustellen, dass die Insassen schnell nach Stillstand des Flugzeugs das Flugzeug verlassen können, kann der Pilot die Entscheidung treffen, die Copiloten-Tür für die CAPS-Landung zu entriegeln. Die Insassen müssen sich vor dem Aufsetzen in der Notlandeposition befinden. Sie dürfen die Sitzgurte nicht lösen, bis das Flugzeug zum Stillstand gekommen ist. Sobald das Flugzeug zum Stillstand gekommen ist, sollten die Insassen das Flugzeug verlassen und sofort windaufwärts laufen, damit sie bei einer plötzlichen Windböe nicht von dem eventuell weiter gezogenen Flugzeug getroffen werden.

Leerseite